



Statusbericht 2012 Teil I

Forschung und Technologie

Institut für Bauweisen- und
Konstruktionsforschung



Institut für Bauweisen- und Konstruktions- forschung

Forschung und Technologie

Statusbericht 2012

Teil I

Vorwort

Die dringlichste Herausforderung unserer Gesellschaft ist der Erhalt unseres Wohlstands im wirtschaftlichen Wettbewerb mit anderen Nationen und unter Reduktion unserer Ressourcen – und des Energieverbrauchs. Sie mündet direkt in die Fragestellung, wie wir die Produkte unseres täglichen Lebens wirtschaftlicher und effizienter herstellen und nutzen können. Speziell für die Luftfahrt und die Raumfahrt bedeutet dies, die Leistungsfähigkeit und den Wirkungsgrad der Fluggeräte noch stärker als bisher zu erhöhen, ohne an wirtschaftlicher Wettbewerbsfähigkeit zu verlieren. Dieser Zielkonflikt wird direkt in die Entwicklung der Hardware getragen. In diesem Kontext entwickelt das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung neue monolithische und hybride Lösungsansätze für wirtschaftliche Hochleistungsstrukturen auf der Basis von neuen oder bestehenden Werkstoffen. Die Erwartung der Industrie, dass neue Bauweisen bei ihrem Weg aus den Laboren ihre Herstellbarkeit und Funktionsfähigkeit unter Realbedingungen zu einem Maximum nachgewiesen haben, hat dabei die Forschungsarbeiten gerade im Bereich der Strukturen in den letzten Jahren deutlich verändert. Die Entwicklung von validierbarer Hardware bedarf heute mehr denn je den Einbezug durchgängiger Prozessketten in die wissenschaftliche Arbeit. Sie erfordert die Auslegungsfähigkeit und die dazu geeigneten numerischen Werkzeuge, die in der Prozesskette über die eigene Disziplin hinausgehen. Waren am Institut vor wenigen Jahren reine Faserkunststoffverbund- beziehungsweise Faserkeramiklösungen noch dominant, so treten heute hybride Lösungsansätze unter Einsatz neuer Materialien immer stärker in den Vordergrund. Neue Fragestellungen zum Beispiel zur Verbindungstechnik, zum Grenzflächenengineering und zur Werkstoffkompatibilität tun sich dabei auf.

Das Institut entwickelt daher sein Kompetenzprofil in der Bauweisenforschung und zur Strukturtechnologie entlang der relevanten Prozessketten in den Bereichen Verfahrens- und Verbindungstechnik, Produktionstechnik, zerstörungsfreie Prüfung, numerische Werkzeuge und Auslegungsfähigkeit konsequent weiter. Werkstofftechnische Lösungen, speziell für hybride Strukturkonzepte, werden durch die strategische Kooperation mit dem Institut für Werkstoff-Forschung eingebracht. Die Zusammenarbeit mit dem Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik lässt beide Institute nahezu das gesamte Portfolio der Faserverbundkunststofftechnologie abdecken. Über die Werkstoff- und Strukturtechnologie hinaus, baut das Institut gezielt die Partnerschaften mit system- und grundlagenorientierten Instituten des DLR und auch mit externen Partnern aus. Wertvolles Wissen aus der Aerodynamik, der Aeroelastik, der Technik der Luft- und Raumfahrtantriebe und auch der Energietechnik findet so seinen Weg in die prozessorientierte Bauweisen- und Strukturtechnologie am Institut.

Blicken wir auf den erfolgreichen Flug des rückkehrfähigen, experimentellen Raumfahrzeugs SHEFEX oder auf die erfolgreiche Herstellung und virtuelle Zertifizierung von Komponenten für das DLR-Forschungsflugzeug HALO (um nur zwei Beispiele zu nennen), so bestätigt uns das, den eingeschlagenen Weg weiterzugehen.



Prof. Dr. Heinz Voggenreiter
Institutsdirektor

Institut für Bauweisen- und
Konstruktionsforschung
Stuttgart, Oktober 2012

Inhalt

1. Einleitung	
1.1 Das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung.....	7
1.2 Das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung im Kontext des DLR.....	7
1.3 Forschungspolitische Vorgaben und Zuordnung des Forschungsportfolios.....	7
1.4 Komplementarität der wissenschaftlichen Grundprofile der Institute BK und WF.....	8
1.5 Kompetenzprofile der Institute.....	9
1.6 Gemeinsame strategische Linie.....	9
1.7 Umsetzung der strategischen wissenschaftlichen Ziele für die nächsten 5 Jahre.....	11
1.8 Kooperationsstrategie des Instituts.....	12
2. Wissenschaftliche Kompetenzen	
2.1 Hochleistungsstrukturen für die Luftfahrt.....	15
2.1.1 Strukturelle Integrität – Crash und High-Velocity-Impact.....	15
2.1.2 Monolithische und hybride Hochleistungs-aerostrukturen.....	26
2.1.3 Monolithische und hybride Hochleistungsstrukturen für Luftstrahlantriebe.....	34
2.1.4 Produktionstechnologie.....	38
2.2 Faserverbundstrukturen für die Verkehrstechnik.....	41
2.2.1 Crashverhalten von Faserverbundstrukturen für Automobile.....	41
2.2.2 Bauweisen für den Zug der nächsten Generation.....	42
2.2.3 Faserkeramische Bremscheibe.....	43
2.3 Hochleistungsstrukturen für die Raumfahrt.....	44
2.3.1 Entwicklung hochtemperaturstabiler und oxidationsstabiler CMC-Werkstoffe.....	44
2.3.2 Raumfahrtstrukturen.....	49
2.4 Bauweisen für die Energietechnik.....	62
2.5 Transfer.....	63
2.6 Zusammenfassung.....	65
3. Kooperationen	
3.1 Nationale und Internationale Kooperationen.....	67
3.2 Kooperationen mit Universitäten und Hochschulen.....	70
3.3 Lehrtätigkeiten.....	71
4. Großanlagen.....	73
5. Veröffentlichungen	
5.1 Publikationen.....	75
5.2 Patente.....	79
5.3 Institutsseminare.....	80

Einleitung

1.1 Das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung

Das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung ist dem Vorstandsbereich Luftfahrt zugeordnet. Es entwickelt in Kooperation mit internen und externen Partnern Hochleistungsstrukturen für die Luft- und Raumfahrt, den Fahrzeugbau und die Energietechnik. Auf der Basis von Faserverbundkunststoffen (FVK) und hybriden Bauweisen (FVK-Metall) werden neue Leichtbaukonzepte für Flügel, Rumpf, Leitwerk und Antriebskomponenten für die nächste Flugzeuggeneration entwickelt. Zur Verbesserung der strukturellen Integrität hochbeanspruchter Tragstrukturen bei Crash oder stoßartiger Belastung werden, neben Crashsimulationen für Fluggeräte und erdgebundene Transportsysteme, auch beschuss- und explosionsartige Lastfälle untersucht. Für den Hochtemperaturbereich werden faserverbundkeramische Materialien (CMC) mit verbesserter Schadenstoleranz entwickelt. Neue Verfahren zielen auf die wirtschaftliche Herstellung von keramischen Strukturen für hohe Lasten und Temperaturen bis 2000 °C. Auf dieser Basis entwickelt das Institut neue Bauweisen für Raumfahrtantriebe und Thermalschutzsysteme für den Wiedereintritt.

1.2 Das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung im Kontext des DLR

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) ist die größte europäische Forschungseinrichtung mit den Schwerpunkten Luftfahrt, Raumfahrt, Verkehr und Energie. Mit mehr als 80 % des Umsatzvolumens setzen die Luftfahrt und die Raumfahrt den Schwerpunkt. Das DLR hat sich zum Ziel gesetzt, die technologische Durchgängigkeit der wissenschaftlichen Hauptlinien konsequent weiter zu entwickeln. In diesem Zusammenhang spielen das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung (BK, Stuttgart), das Institut für Werkstoff-Forschung (WF, Köln/Porz) und das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA, Braunschweig) als Cluster „Werkstoffe und Strukturen“ eine entscheidende Rolle. Im komplementären Zusammenspiel schaffen sie die Basis, grundlegende analytische und numerische Forschungsarbeiten im Bereich der Systeme Boden-, Luft- und Raumfahrzeug und Energieerzeugung in Hardware umzusetzen, zu testen und auf ihren Mehrwert im Produkt hin zu evaluieren. Die Forschungs-

ergebnisse und Kompetenzen aus den drei Instituten schaffen ihrerseits wieder die Grundlage für Innovation in den systemorientierten beziehungsweise numerisch-analytisch orientierten DLR-Instituten. DLR-intern versteht sich das Cluster „Werkstoffe und Strukturen“ damit als Partner der relevanten DLR-Institute, nach extern als Partner der Wissenschaft und der Industrie mit dem Ziel den Ausbau der Wertschöpfung in Deutschland zu unterstützen. Das Forschungsprofil der Institute ist integraler Bestandteil der wissenschaftlichen Hauptlinien der Programmatiken Luftfahrt, Raumfahrt, Energie und Verkehr.

Das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung und das Institut für Werkstoff-Forschung stehen als eigenständige und komplementär agierende Institute unter einer gemeinsamen Leitung. Demzufolge werden in den ersten Abschnitten des vorliegenden Dokuments die komplementäre gemeinsame wissenschaftliche Positionierung und die gemeinsamen strategischen Linien beschrieben, um den Rahmen für den folgenden Bericht des Instituts für Bauweisen- und Konstruktionsforschung aufzuziehen.

1.3 Forschungspolitische Vorgaben und Zuordnung des Forschungsportfolios

Die wissenschaftlichen Arbeiten der beiden Institute BK und WF erstrecken sich in den vier programmatischen Säulen des DLR, Luftfahrt, Raumfahrt, Energie und Verkehr entlang der in den forschungspolitischen Vorgaben definierten Zielfelder. Abbildung 1 fasst die für das Forschungsprofil Werkstoff- und Bauweisenforschung relevanten Zielfelder zusammen und dokumentiert sowohl den heutigen Stand der von den Instituten BK und WF adressierten Themenbreite und den zugehörigen Umfang der Forschungsarbeiten als auch die Entwicklungsmöglichkeiten. Rund 80 % der Forschungsarbeiten beider Institute bieten die Basis für eine mittel- bis langfristige Unterstützung der Wertschöpfung in Deutschland in den jeweilig adressierten Industriesektoren, in Teilbereichen sogar für eine kurzfristige Umsetzung der Forschungsergebnisse in Produkte.

Die Schwerpunkte der wissenschaftlichen Arbeiten in den beiden Instituten BK und WF liegen heute mit nahezu 90 % der gesamten Aktivitäten in der Luftfahrt (63 %), in der auch die sicherheitsrelevanten Themen zugeordnet sind, und in der Raumfahrt (25 %). In deren Rahmen werden die vordringlichsten ökonomischen und ökologischen Fragestellungen mit Beiträgen aus der Werkstoff- und Bauweisenforschung behandelt. Die luftfahrtspezifischen Forschungsarbeiten leisten heute schon die wesentlichen Beiträge zu Entwicklung zukünftiger Luftfahrzeugstrukturen. Um die heutige Technologie-

1. Einleitung

basis optimal nutzbar zu machen, ist jedoch ein konsequenter Ausbau des Umfangs dieser Forschungsarbeiten nötig. Auch in der Raumfahrt erfordert die stringente Weiterentwicklung der heutigen Technologielinien im Bereich Antriebe und Wiedereintritt ein Mehr an Kapazitäten. Zudem bieten die Ziele und Fragestellungen aus der Satellitentechnik Möglichkeiten für eine deutliche Erweiterung des Forschungsportfolios auf der Basis der heutigen Technologien. Im Bereich der Energie und des bodengebundenen Verkehrs adressieren beide Institute heute nur wenige Teilaspekte der Herausforderungen im Fahrzeugleichtbau und der Energiewandlung. In beiden Themen bieten sich noch erhebliche thematische Entwicklungsperspektiven, unter anderem durch die synergetische Nutzung der wissenschaftlichen Kompetenzen aus den Forschungsarbeiten für die Luft- und Raumfahrt. Voraussetzung dafür ist die Priorisierung der zusätzlichen Forschungsthemen durch die Programmatik und die damit verbundene substantielle Ausstattung mit einer Grundfinanzierung.

1.4 Komplementarität der wissenschaftlichen Grundprofile der Institute BK und WF

Das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung (BK) und das Institut für Werkstoff-Forschung (WF) entwickeln sich unter einer gemeinsamen Führung entlang einer gemeinsamen, komplementären fachlichen Strategie, die in den folgenden Abschnitten den Rahmen für die jeweilig separat folgenden Einzelberichte aufspannt.

Die komplementären wissenschaftlichen Grundprofile der beiden Institute sind in Tabelle 1 zusammengefasst.

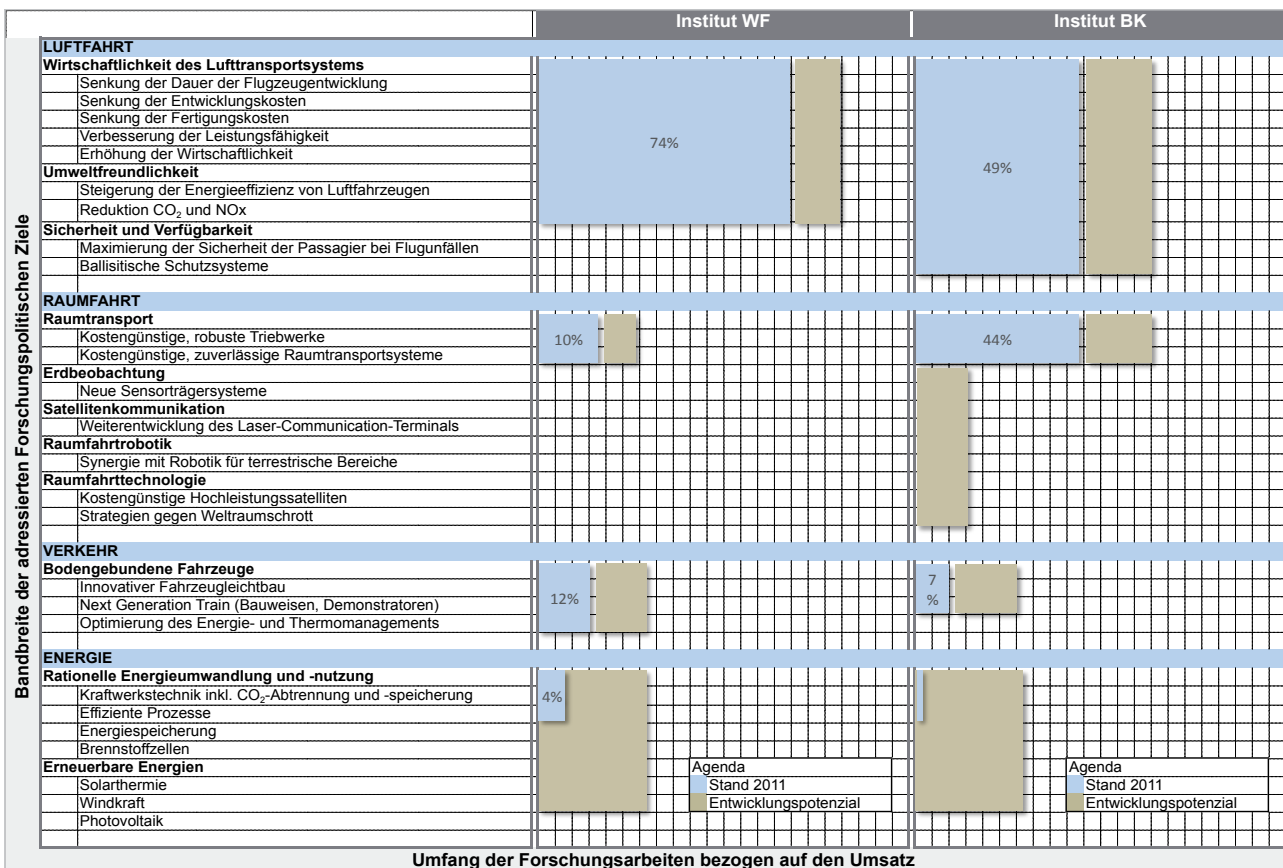


Abbildung 1: Forschungsportfolio der Institute für Werkstoff-Forschung (WF) und für Bauweisen- und Konstruktionsforschung (BK)

WF	BK
Entwicklung des grundlegenden Verständnisses der Eigenschaften von Werkstoffen auf der Basis analytischer und numerischer Methoden.	Entwicklung neuer monolithischer und hybrider Hochleistungsstrukturen und Bauweisen und deren Fertigungs- und Produktionstechnologien auf der Basis neuer, verfügbarer Werkstoffe.
Anwendungsorientierte Entwicklung und Optimierung von Struktur- und Funktionswerkstoffen und deren Verfahrenstechniken.	Entwicklung numerischer Methoden zur Auslegung und Zertifizierung ausgewählter Zielanwendungen.

Tabelle 1: Wissenschaftliche Grundprofile des Instituts für Werkstoff-Forschung und des Instituts für Bauweisen- und Konstruktionsforschung

Beide Institute ergänzen sich in ihrem wissenschaftlichen Grundprofil so, dass sie durch Kooperation in wesentlichen Teilbereichen bereits heute durchgängige Prozessketten als Basis der anwendungsorientierten Forschungsarbeiten darstellen können. Die grundsätzlich unterschiedliche Ausrichtung auf den wissenschaftlichen Skalen und der dadurch entstehende unterschiedliche Blickwinkel auf die technologischen Fragestellungen der beiden Institute birgt eine zusätzliche innovatorische Triebkraft.

Die fachliche Komplementarität und der innovationsfördernde Dialog zwischen den beiden unterschiedlichen Grundkulturen begründen zusammen mit der jeweils eigenständigen Verankerung in der Forschungslandschaft des jeweiligen Sitzlandes die organisatorische Eigenständigkeit der beiden Institute am DLR. Das Institut BK ist in Baden-Württemberg am Standort Stuttgart und in Bayern am Standort Augsburg vertreten. Das Institut WF hat seinen Sitz in Nordrhein-Westfalen am Standort Köln.

1.5 Kompetenzprofile der Institute

In Abbildung 2 sind die Kompetenzprofile beider Institute zusammengefasst. Sie präzisieren die im vorangegangenen Kapitel beschriebene Komplementarität der Forschungsschwerpunkte. Der heutige Stand und die anvisierte Entwicklung der wissenschaftlichen Kompetenzen gründen im Wesentlichen auf den folgenden Hauptlinien:

Anwendungsorientierung: Die wissenschaftlichen Schwerpunkte und Kompetenzen orientieren sich entlang der forschungspolitischen Vorgaben im Kern an Fragestellungen von Zielanwendungen aus der Luftfahrt, der Raumfahrt, der Energietechnik und dem bodengebundenen Verkehr.

Durchgängige Prozesskette: Die wissenschaftlich-technischen Kompetenzen sind Bestandteil durchgängiger Prozessketten vom Werkstoff über einen Demonstrator und dessen Test in ausgewählten Materialklassen bis hin zur Produktionstechnologie.

Kooperation: Für die Auslegungsfähigkeit von Hardware suchen die Institute in den dazu notwendigen natur- und ingenieurwissenschaftlichen Disziplinen außerhalb des eigenen Kernprofils gezielt die Kooperation mit DLR-internen Partnern und nationalen und internationalen externen Partnern aus Wissenschaft und Industrie. Bei der Entscheidung für internationale Kooperationen steht die Sicherung der Technologien für die Wertschöpfung in Deutschland im Vordergrund.

1.6 Gemeinsame strategische Linie

Ziel der gemeinsamen strategischen Linie der beiden Institute BK und WF ist der Erhalt und Ausbau der wissenschaftlichen Alleinstellung und Exzellenz in Schwerpunkten der Werkstoff- und Bauweisenforschung, der spezifischen Verfahrenstechnik, des Leichtbaus und der Technologie von Hochleistungsstrukturen. Zudem stellen sich beide Institute dem Anspruch, flexibel und schnell auf Fragestellungen der Forschung und der Industrie reagieren zu können. Die wesentlichen strategischen Elemente dazu sind im Folgenden zusammengefasst.

Innovationsfähigkeit: Fähigkeit zur Entwicklung von neuen, anwendungsorientierten Werkstoff- und Bauweisenlösungen durch flexible, institutsübergreifende Bündelung und Weiterentwicklung der spezifischen wissenschaftlichen Kompetenzen und der gemeinsamen Entwicklung von durchgängigen Prozessketten.

Entwicklungsfähigkeit: Fähigkeit zur Entwicklung und Optimierung von ausgewählten Werkstoffen und Werkstoffverbunden durch gezielte Entwicklung der numerischen und experimentellen Analysefähigkeit, der relevanten Prozesstechniken und der Rückkopplung mit der experimentellen Verifikation von Testhardware.

1. Einleitung

INSTITUT FÜR BAUWEISEN- UND KONSTRUKTIONSFORSCHUNG									
C-SiC-Keramik Composites CMC	Crash – FEM/SPH-Methoden	Crash & HVI spezifisches Design	Flüssigsilizierverfahren für CMC	Roboterbasierte Produktion	REM, Mikroanalyse	Struktur-demonstratoren	Crash & HVI Tests	Anwendung	
Biomorphe Keramiken	High-Velocity-Impact HVI	Composite spezifisches Design	Prozeßroute für biomorphe CMC	Mechatronische Handhabung	Zug-/Drucktests bei hohen Dehnraten	Komponenten für Luftstrahltriebwerke	Subkomponenten-tests		
Faserverstärkte Duromere	FVK Drapiersimulation	FVK/Metall-Hybrid- and Metalldesign	Autoclavose Verfahren für FVK	Autom. VARI Prozeß	Bruchmechanik für CMC	Ballistische Schutzsysteme	Großkomponenten-tests		
Faserverstärkte Thermoplaste	Schadensmodelle	Produktions-gerechtes Design	Verbindungstechnik f. thermoplast. FVK	Produktionsverfahren f. Thermoplaste	Stat/dyn. Werkstoffmechanik	Reentry-Strukturen für Raumfahrzeuge	Heißtests (1400°C)		
Poröse Faserkeramiken	Numer. Simulationsmethoden	Engineering	FVK/Metall Fügeverfahren	Produktions-integrierte NDT	US, X-ray, Thermographie	Brennkammer für Raumfahrtantriebe	Flug- oder Prüfstandtests		
	Virtuelle Zertifizierung	Parametr. Auslegungsmethoden		Factory layout für FVK-Produktion	Computertomographie	Hardware für Flug-o. Prüfstandtests	Strukturelle Validierung/Assessment		
	Effects of Defects	Auslegungsfähigkeit		Bildanalyse für NDT		System Integration			
	Prozesssimulation für CMC	Materialübergreif. Designbewertung							
Materialentwicklung und Optimierung	Numerische Simulation	Engineering & Design	Füge- und Herstellverfahren	Produktionstechnologie	Analyse & Werkstoffprüfung	Hardware & Strukturvalidierung	Hardware Tests & Funktionsvalidierung		Kooperationspartner (Int./ext.)
Nanostrukturierte Werkstoffe			Sel. Laserstrahlschmelzen		Funktionstests für Beschichtungen				Anwendung
SiC-Faserverstärkte Metalle			HT-Löten		Test von Sensoren und Katalysatoren				
Leichtmetalle (Al, Ti)			Elektronenstrahl PVD		Stat/dyn. Werkstoffmechanik				
Intermetallics (TiAl)			Magnetron & Gas Fluss-Sputtern		REM, TEM, Mikroanalyse	Nanostrukturierte Batterien			
FVK-Metall-Lamine	Erstarrungs- und Sintersimulation		Friction Stir Welding		Bruchmechanik	Gassensoren und Katalysatoren			
Oxidische Faserkeramiken	Probabilistische Methoden		Galvanisches Beschichten		Dyn. Biaxtests Rißfortschritt	Beschichtete Hardware			
Keram. & metall. Coatings	Interface Simulation		WHIPOX Prozeß für oxidische CMC		Thermomechan. Ermüdungstests	Gasturbinenkomponenten	Biax-Testfeld		
Thermoelektrische Werkstoffe	Micro-Struktur-Simulation	Design von TE-Generatoren	Pulververdichtung & -konsolidierung	Produktionsprozesse für TEG	Chemische Analysen	Thermoelektrische Generatoren	TEG Testvorrichtungen		
INSTITUT FÜR WERKSTOFF-FORSCHUNG									

Abbildung 2: Wissenschaftliche Kompetenzen der Institute BK und WF. Agenda: Blau – Etablierte Kompetenzen; Hellblau – Kompetenzen im Aufbau; Weiß – geplanter Kompetenzaufbau

Fähigkeit zur Entwicklung neuer materialklassenübergreifender Struktur- und Bauweisenlösungen für ausgewählte Zielstrukturen durch konsequenten Ausbau durchgängiger Prozess- und Engineeringketten bis hin zur Produktionstechnik, der Nutzung des werkstoffwissenschaftlichen Know-hows und durch den Ausbau der Auslegungsfähigkeit.

Berechnungsfähigkeit: Förderung der Akzeptanz neuer Werkstoff- und Strukturösungen bei den Anwendern durch die Entwicklung und Bereitstellung spezifischer numerischer Werkzeuge von der Mikro- bis zur Makrostrukturebene.

Auslegungsfähigkeit: Ausbau der Fähigkeit zur Auslegung von testbaren Full-Scale und Subscale-Strukturen durch die Weiterentwicklung der eigenen material- und strukturspezifischen Auslegungswerkzeuge und des gezielten Einbezugs weiterer notwendiger Berechnungsdisziplinen durch die Kooperation mit internen und externen Partnern.

Verifikations- und Validierungsfähigkeit: Verifikation und Validierung der Leistungsfähigkeit der Bauweisen und Komponenten durch den anwendungsnahe Test von Demonstratorbauteilen und Rückkopplung der Ergebnisse in die Werkstoff- und Bauweisenforschung unter Einbezug der Kooperation mit internen und externen Partnern.

Virtuelle Zertifizierungsfähigkeit: Ausbau der numerischen Auslegungswerkzeuge und der experimentellen Verifikation zu Werkzeugen der virtuellen Zertifizierung in spezifischen Teilbereichen der Primärstrukturentwicklung.

Bewertungsfähigkeit: Ausbau der Fähigkeiten zur Evaluierung des Mehrwerts und der Wirtschaftlichkeit von Werkstoff- und Bauweistechnologien durch den Einbezug der gesamten Prozesskette.

1.7 Umsetzung der strategischen wissenschaftlichen Ziele für die nächsten 5 Jahre

Die Erreichung der Ziele Exzellenz, Alleinstellung und Transfer in die Nutzung und die operative Umsetzung der strategischen Linien erfolgt entlang der folgenden Handlungsstränge:

- Die intensive Vertiefung bestehender wissenschaftlicher Kompetenzen unter grundsätzlicher Berücksichtigung der Prozesskette und Ausrichtung auf Zielanwendungen durch ...
 - ... die gezielte Förderung des wissenschaftlichen Nachwuchses und strategische Personalentwicklung.
 - ... die gezielte Entwicklung der wissenschaftlichen Infrastruktur.

... die gezielte Kooperation mit ausgewählten Universitäten, in strategischen Forschungsbereichen auch über gemeinsame Berufungen.

- Die extensive Entwicklung des Forschungsportfolios durch den anwendungsorientierten Aufbau neuer wissenschaftlicher Kompetenzen durch ...

... den Aufbau ergänzender Einzeltechnologien in der Prozesskette des jeweiligen Technologieschwerpunkts (Abbildung 3 - Handlungsstrang A).

... die institutsübergreifende Verknüpfung von Know-how und Technologie entlang der Prozesskette (Abbildung 3 - Handlungsstrang B).

... konsequente Komplettierung der Prozesskette im Institut im jeweiligen Technologieschwerpunkt, wenn dies über Partnerschaften nicht möglich oder aus strategischen Gründen nicht sinnvoll ist (Abbildung 3 - Handlungsstrang C).

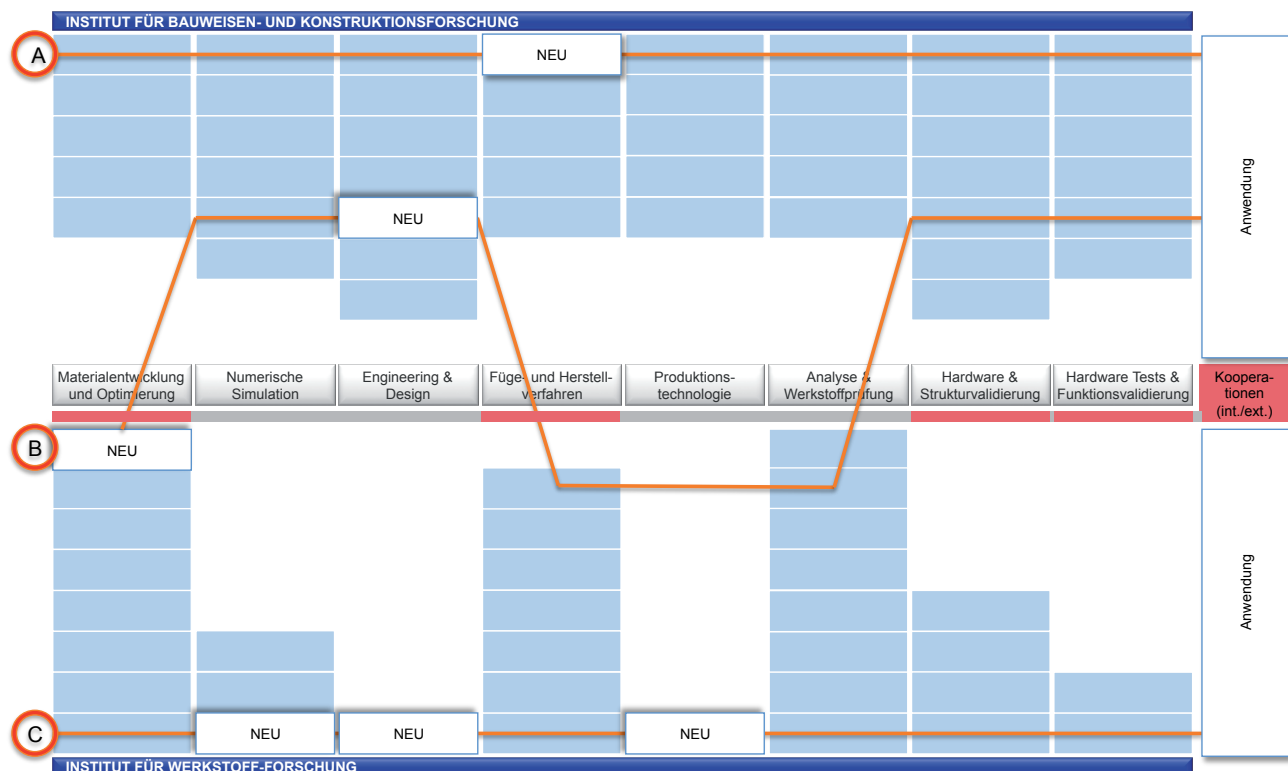


Abbildung 3: Teilhandlungsstränge zur Erreichung durchgängiger Prozessketten

1. Einleitung

1.8 Kooperationsstrategie des Instituts

Die Institute BK und WF streben nicht an, alle relevanten Prozessketten im eigenen Hause aufzubauen. Dort, wo Partner aus Forschung und Industrie über die geeigneten komplementären Kompetenzen verfügen, wird die Prozesskette über strategische Kooperationen komplettiert. Voraussetzung ist, dass das eigene wissenschaftliche Profil dabei erhalten bleibt.

Das Institut BK sucht gezielt entlang der technologischen Hauptlinien und der damit verbundenen Zielanwendungen die Kooperation mit den relevanten internen Kooperationspartnern. Im Cluster „Werkstoffe und Strukturen“ ist das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA) Kooperationspartner des Instituts BK. Im Bereich der Faserverbundkunststoffe (FVK) haben das Institut FA – als DLR-Lead im Technologiefeld FVK – und das Institut BK in den letzten Jahren komplementäre Kompetenzprofile vereinbart und gezielt entwickelt. Das Institut BK konzentriert sich im Bereich der FVK-Strukturtechnologie auf die Forschungsschwerpunkte thermoplastische und hybride Leichtbaustrukturen und strukturelle Integrität (HVI, Crash). Das Forschungsfeld Produktionstechnologie für Faserverbundkunststoffstrukturen im Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP) gestalten beide Institute gemeinsam technologisch komplementär an den beiden neuen Standorten Stade und Augsburg unter der fachlichen Leitung des Instituts FA. Durch ein gemeinsames Center of Excellence und ein gemeinsames Direktorium des ZLP und mit definierten Rollen im Außen- und Innenverhältnis sichern beide Institute die gemeinsame Gestaltung des Themenfeldes FVK. Das Ziel beider Institute ist es, alle wichtigen FVK-Technologien vom Werkstoff bis zur Produktionstechnik abzubilden. Abbildung 4 fasst das Zusammenspiel der Institute BK und FA schematisch zusammen.

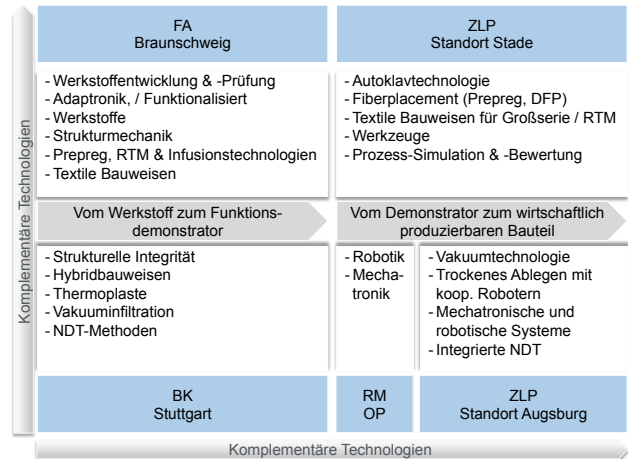


Abbildung 4: Die strategische Kooperation der Institute BK und FA im Themenfeld Faserverbundkunststoffe (FVK)

Im Rahmen von internen und öffentlich geförderten Projekten teamt sich das Institut BK gezielt mit den DLR-Instituten ergänzender Disziplinen, die für die Auslegungsfähigkeit von evaluierbarer Hardware nötig sind. Die Kooperationen erstrecken sich entlang ausgewiesener Schwerpunktthemen. Ziel der Kooperationen ist es, gemeinsame Werkzeuge und Kompetenzlinien zu entwickeln, die im nationalen und auch im internationalen Kontext eine Alleinstellung des DLR erreichen lassen.

Im Außenverhältnis sucht das Institut BK neben der Zusammenarbeit in geförderten Projekten gezielt die Kooperation in der anwendungsorientierten Forschung mit Firmen und Kooperationspartnern im Rahmen von Kooperationsabkommen entlang von strategischen Forschungsfeldern. Ziel ist, neben der fachlichen Zusammenarbeit, der Einbezug der anwendungsbezogenen Fragestellungen und die Sicherstellung der Nutzbarkeit der Forschungsergebnisse für die industrielle Wertschöpfung. Die Stärkung der Grundlagenforschung und den Transfer des Wissens in die Lehre realisiert das Institut in strategischen Forschungsbereichen gezielt durch die gemeinsame Berufung von Abteilungsleitern zusammen mit den besten Universitäten des Landes. Abbildung 5 zeigt Kooperationspartner und Hauptkunden des Instituts BK im Zusammenspiel mit dem Institut WF.

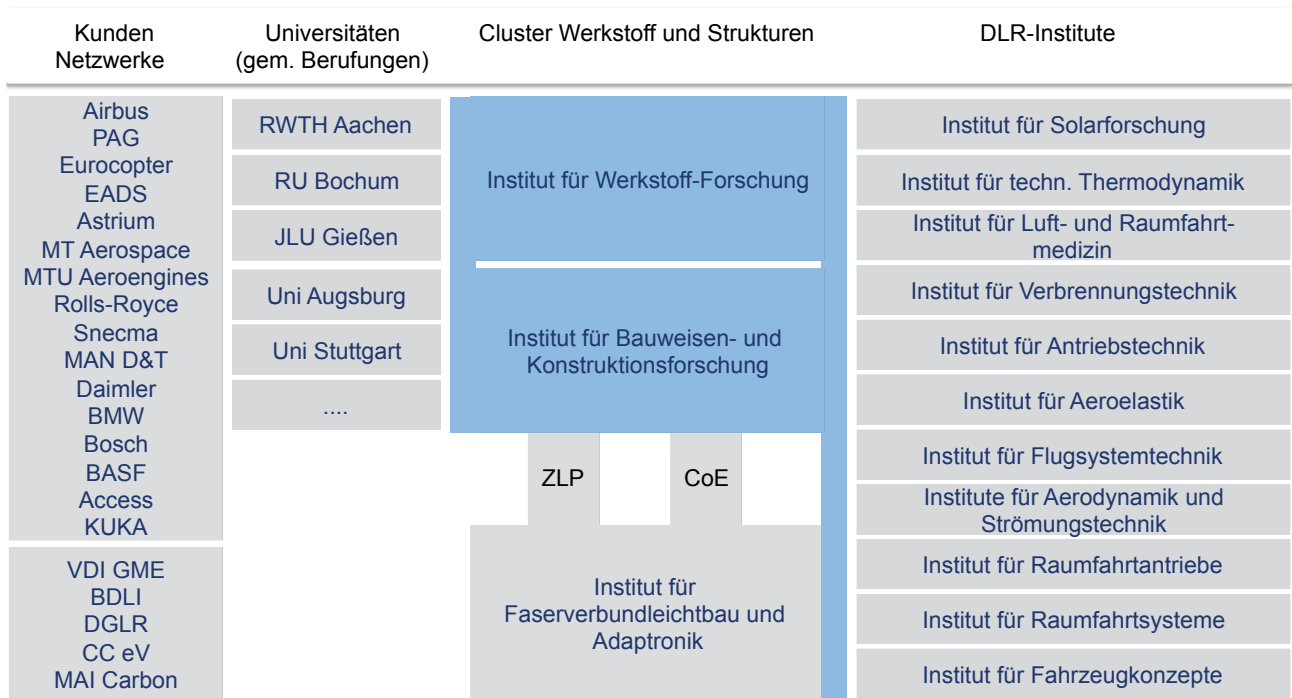


Abbildung 5: Strategische Kooperationspartner und Hauptkunden des Instituts BK im Zusammenspiel mit dem Institut WF

Wissenschaftliche Kompetenzen

Die Forschungsarbeiten des Instituts konzentrieren sich im Schwerpunkt Hochleistungsbauweisen und Strukturtechnologie auf die folgenden Kernthemen:

- I. Strukturelle Integrität von Hochleistungsstrukturen für die Luftfahrt
- II. Monolithische und hybride Bauweisen und deren Verfahrenstechniken
- III. Produktionstechnologie für Faser-Kunststoff-Verbundstrukturen
- IV. Keramische Faserverbundwerkstoffe und -strukturen
- V. Hochleistungsstrukturen für die Raumfahrt

Im Sinne der Strategie der prozesskettenorientierten Forschung hat das Institut BK im Berichtszeitraum seine Kompetenzen im Bereich der Strukturtechnologie und der numerischen Werkzeuge konsequent so ausgebaut, dass es im Zusammenspiel mit Kooperationspartnern in der Lage ist, neue Bauweisen zu ausgewählten Zielkomponenten in validierbare Full-Scale-Hardware umzusetzen. Beispiele für im Berichtszeitraum entwickelte und validierte Hardware sind das CFK-Druckschott, der Vorf Flügel in Thermoplast-Hybridbauweise, die Verdichterschaukel in Thermoplast/Titan-Hybridbauweise, der segmentierte einstufige Titanverdichter, die effusionsgekühlte C/C-CFK-Verbundbrennkammer für Raumfahrtantriebe und die Faserkeramik/Metall-Hybridstruktur des experimentellen, rückkehrfähigen Raumfahrzeugs SHEFEX.

Die Forschungsarbeiten des Instituts erstreckten sich entlang der mit diesen Strukturlösungen verbundenen Prozessketten von der Entwicklung von neuen Faserkeramiken, über die Charakterisierung der Eigenschaften der verwendeten Werkstoffe, die Entwicklung neuer Verfahrens- und Verbindungstechniken, die Erweiterung der zerstörungsfreien Prüfung um die Computertomographie, den Ausbau der zerstörenden Prüfung in Spezialbereichen wie dem Crash, dem High-Velocity-Impact und der Hochtemperaturstrukturprüfung bis hin zur Entwicklung der spezifischen numerischen Codes und Auslegungswerkzeuge. Bei den virtuellen Werkzeugen wurden im Berichtszeitraum zwei strategisch wichtige Richtungen eingeschlagen: die virtuelle Zertifizierung – zunächst fokussiert auf Crash- und HVI-relevante Bauteile – und der Ausbau der interdisziplinären Auslegungsfähigkeit von Strukturen in Zusammenarbeit mit internen und externen Kooperationspartnern. Die Erfolge im Berichtszeitraum, wie die virtuelle Zulassung von am Institut entwickelten und gebauten Strukturkomponenten des DLR-Forschungsflugzeugs HALO, der Flug des internationalen einmaligen Flugexperiments SHEFEX II und die Entwicklung des einstufigen Verdichters bestätigen das Institut darin diesen Kurs beizubehalten.

Mit dem Aufbau des neuen Institutsteils in Augsburg als zweiten Standort des DLR-Zentrums für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP) hat das Institut seine Forschungsaufgaben in der Produktionstechnik wieder aufgenommen. Im Zusammenspiel mit dem Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptionik (Braunschweig) und dem dort angebotenen ZLP Stade wird die Prozesskette der CFK-Technologie komplettiert und ermöglicht so die Entwicklung wirtschaftlicher und leistungsfähiger Leichtbaustrukturen durch den frühzeitigen Einbezug der produktionstechnischen Aspekte. Aktuell wird zusammen mit dem Institut für Werkstoff-Forschung die Erweiterung der Forschungsarbeiten zur Produktionstechnologie für metallische und hybride Luftfahrtstrukturen vorbereitet.

Die Forschungsarbeiten zeigen auch den Trend einer immer stärkeren Materialhybridisierung der Bauweisen. Die damit aufkeimenden Fragestellungen zum Beispiel nach langlebigen Fügungen, Grenzflächenengineering, Korrosion und numerischen Werkzeugen sind die Grundlage für die weitere wissenschaftliche Entwicklung des Instituts in den folgenden Jahren in enger Kooperation mit dem Institut für Werkstoff-Forschung.

In den folgenden Kapiteln werden die wissenschaftlichen Ergebnisse zu den oben genannten Themenbereichen im Berichtszeitraum 2005 bis Mitte 2012 dargestellt.

2.1 Hochleistungsstrukturen für die Luftfahrt

2.1.1 Strukturelle Integrität – Crash und High-Velocity-Impact

Moderne Leichtbaustrukturen aus Faserverbundkunststoffen bieten enormes Potenzial zur Gewichtsreduktion von Aerostrukturen. Die Sprödigkeit des Carbonfaserverbundkunststoffs im Speziellen, aber auch die Anisotropie der faserverstärkten Werkstoffe allgemein stellen jedoch eine enorme Herausforderung für die Auslegung von Strukturen dar, die einer Crash- oder Impaktbelastung widerstehen müssen. Im Gegensatz zum Automobil entziehen sich Full-Scale-Strukturen aufgrund der Fahrzeuggröße und Produktionskosten nahezu komplett einer experimentellen Qualifikation und Nachweisführung bei Crash- und Ditching-Belastungen. Auch bei Hochgeschwindigkeitsimpaktbelastung (High Velocity Impact - HVI) können nur Teilstrukturen für Beschussversuche herangezogen werden. Damit sind numerische Werkzeuge höchster Qualität für die Entwicklung und für die Zertifizierung von Crash- und HVI-gefährdeten Luftfahrzeugstrukturen unabdingbar. Als Teil der Auslegungskette liefern sie zudem, neben den genannten Sicherheitsaspekten, ihren Beitrag zur Reduktion von Entwicklungszeit und -kosten.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

In diesem Zusammenhang erstrecken sich die Forschungsarbeiten des Instituts zur strukturellen Integrität von Luftfahrtstrukturen entlang der folgenden vier Schwerpunkte:

- I. Die experimentelle Untersuchung des Werkstoff- und Strukturverhaltens von Faserverbundkunststoffstrukturen (FVK) unter hochdynamischer Belastung auf Probenebene in der mechanischen Prüfung oder auf Komponentenebene im Crash- bzw. Beschussversuch.
- II. Die analytische Bewertung des Schädigungsbildes durch zerstörungsfreie Prüfung, insbesondere durch Computertomographie.
- III. Die Übersetzung des Material- und Strukturverhaltens in die Entwicklung und Validierung neuer numerischer Werkzeuge.
- IV. Die Entwicklung und Bewertung von Strukturkonzepten, die zur Verbesserung oder zum Erhalt der strukturellen Integrität von hochbeanspruchten Tragstrukturen unter schlag- oder stoßartiger Belastung beitragen.

Im Vordergrund der Forschungsarbeiten stehen dabei die hochdynamischen Lastfälle Crash, Wasseraufprall (Ditching) und High-Velocity-Impact (HVI). Neben Crash-Belastungen von Hubschrauber- und Flugzeugstrukturen sowie erdgebundenen Transportsystemen werden beschuss- und explosionsartige Lastfälle durch Fremdkörper (z.B. Vögel, Hagel, Reifenstücke, Schaufelverlust im Triebwerk etc.) untersucht.

Die untersuchten Bauteile umfassen im Wesentlichen CFK- und CFK-Hybrid-Tragstrukturen für Rumpf, Flügel, Fahrzeugzellen, Hochauftriebselemente wie Klappen und Slats, strukturelle Schutzsysteme, Kabinen- und Ausrüstungskomponenten. Zusätzlich werden Metallstrukturen betrachtet.

Aufbauend auf den numerischen Werkzeugen hat sich die virtuelle Zertifizierung im Berichtszeitraum zu einem zentralen Thema entwickelt. Aufträge der EASA und erfolgreiche Beiträge zur virtuellen Zertifizierung der Struktur des Transportflugzeugs CASA-CN 235 für den Wasseraufprall und der Experimententräger des DLR-Forschungsflugzeugs HALO für den Vogelschlag lassen das Potenzial für einen weiteren Ausbau dieses Forschungsfeldes erkennen.

Die Ergebnisse der Forschungsarbeiten fließen in die Entwicklung und den Bau von neuen Leichtbauweisen für crash- und impactgefährdete Strukturen ein.

2.1.1.1 Numerische und experimentelle Methoden

Numerische Methoden der Crash-Simulation

Entscheidend für die Qualität der Simulationsrechnungen für Crash- und HVI-Lastfälle sind die zugrunde liegenden numerischen Modelle. Die grundlegenden Arbeiten des Instituts fokussieren im Bereich der Crash- und HVI-Simulation daher die Optimierung und Weiterentwicklung der entsprechenden Codes beziehungsweise Materialmodelle. Als Basis dienen sowohl hybride bzw. Mehrkörper-Codes (DRI-KRASH) als auch explizite FE-Codes wie PAM-CRASH, LS-DYNA und ABAQUS Explicit.

Die hybriden Codes dienen der Crashesimulation der Gesamtstruktur eines Flugzeugs oder Hubschraubers über ein vereinfachtes Modell aus Punktmassen, die durch masselose Stäbe miteinander verbunden werden, und aus Feder- und Dämpfungselementen. Damit werden am Institut komplexe Gesamtstrukturmodelle von Flugzeugen oder Hubschraubern entwickelt und Crashszenarien mit Parametervariationen der Struktur und der Aufprallfläche simuliert und bewertet. Ein Schwerpunkt der Forschungsaufgaben des Instituts im Berichtszeitraum lag bei den hybriden Codes auf der Ermittlung der spezifischen Kennwerte der Feder- und Dämpfungselemente durch die numerische Simulation von Teilkomponenten mit unterschiedlichen Parametern und deren Validierung im Crashexperiment.

Zur Entwicklung von globalen Crashkonzepten für Rumpfsektionen wurde eine auf kommerzieller, expliziter FEM basierende Methodik entwickelt. Das besondere Merkmal dieses sogenannten kinematischen Modells ist eine elastische Rumpfstruktur mit gezielt eingesetzten Makro-Elementen. Diese Makro-Elemente, zum Beispiel Plastic Hinges (PH) oder Stauchfedern, repräsentieren die Energieabsorptionsmechanismen und können in ihrer Charakteristik gezielt angepasst werden. Damit können mit dem kinematischen Modell unterschiedliche Charakteristiken hinsichtlich des globalen Crashverhaltens untersucht werden. Durch die elastische Modellierung der Faserverbundwerkstoff-Struktur (FVW) zwischen den zu versagenden Einheiten wurde auf eine komplexe Materialmodellierung von FVW-Schadensmechanismen verzichtet und damit das Fehlerpotenzial durch die Materialmodellierung eingeschränkt. Ergebnisse dieser Untersuchung mit dem kinematischen Modell sind Aussagen zu möglichen Crashszenarien, zum Strukturverhalten unter Crash, zu Beschleunigungslasten und zu Reservefaktoren in der Rumpfstruktur als Basis für die Entwicklung neuer Strukturkonzepte. Abbildung 6 zeigt das Ergebnis der Berechnung von zwei Crashszenarien an einem Flugzeugrumpf mit dem kinematischen Modell und zwei unterschiedlichen Sets an Charakteristiken und Lagen der plastischen Gelenke und der Stauchelemente. Der linke Bildabschnitt lässt erkennen, dass die hier zu Grunde liegende Konfiguration zu einer geringeren Belastung des Fußbodenträgers führt.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

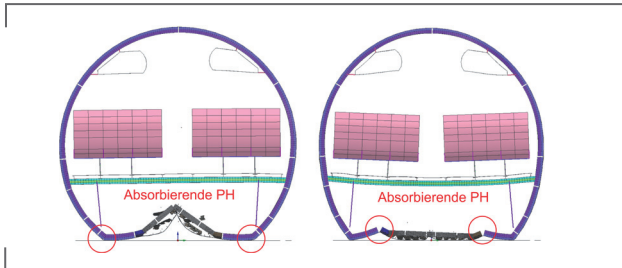


Abbildung 6: Beispiele von globalen Crasheszenarien, untersucht mit dem kinematischen Modell (PH = Plastic Hinges)

Für die detaillierte Berechnung des Strukturverhaltens in kritischen Bereichen unter hochdynamischer Belastung muss das Werkstoffverhalten und das detaillierte Design mit einbezogen werden. Auf der Basis der genannten expliziten FE-Codes entwickelte das Institut neue Material- und Schadensmodelle für unidirektionale Einzelschichten, Gewebelaminatschichten und Gesamtlamine von Composites für Crash- und HVI-Belastungen. Dabei wurden kritische Faktoren wie Dehnrateneffekte, In-Plane-Degradation der elastischen Eigenschaften über der Dehnung (Ladeveze Modelle), die Plastifizierung der Matrix unter Schub und die Delamination zwischen einzelnen Schichten oder an Klebeverbindungen berücksichtigt. Die Modellbildung erfolgte hierbei mit sogenannten „Stacked Shells“ kombiniert mit Kohäsivgrenzflächen oder Kohäsivelementen, die über bruchmechanische Versuche unter Mode I und Mode II oder kombinierter Belastung kalibriert wurden.

Numerische Verfahren, die auf der Finite-Elemente-Methode (FEM) basieren, sind im Allgemeinen nicht dazu geeignet, die energieabsorbierende Versagensfront spröder Verbundwerkstoffe genau zu simulieren. Das Institut arbeitete daher an netzfreien Methoden, bei denen die finiten Elemente durch Knoten oder Partikel ersetzt werden. Über eine mathematische Fernbeziehung der Partikel (Kernel) lässt sich das Fragmentierungsverhalten von Verbundstrukturen simulieren. Am Institut wurde dieses Smooth-Particle-Hydrodynamics-Verfahren (SPH) für die Modellierung des Nachbruchverhaltens von Verbundstrukturen unter Crash- und HVI-Belastungen auf der Basis des expliziten Codes PAM-CRASH weiterentwickelt. Die am Institut zur Reduktion der Rechenzeit entwickelten Verfahren verwenden eine diskrete Partikel-Formulierung für die Modellierung der Versagenszone (direkte Kopplung) oder ersetzen die finiten Elemente durch diskrete Partikel für die Modellierung von Fragmenten in der sich ausbreitenden Versagensfront (semi-adaptive Kopplung). Abbildung 7 zeigt die Anwendung des Verfahrens auf ein CFK-Segment und den Vergleich zwischen Test und Simulation. Im Vergleich zu den Experimenten zeigt die Simulation hochfrequente Anteile und ein im Durchschnitt etwas erhöhtes Kraftniveau. Die bisherigen Ergebnisse unterstreichen, dass das Verfahren vom Ansatz her gut ist, dass es aber noch weiterentwickelt und validiert werden muss.

Numerische Methoden der HVI-Simulation

Schadensanfälligkeit und Schadenstoleranz im Zusammenhang mit Aufprallvorgängen durch Eis, Vögel, Reifen- und Gummiteile sind kritische Sicherheitsaspekte bei der Gestaltung und Auslegung von Flugzeug-Primärstrukturen. In der HVI-Toolkette zur Simulation von massiven Impaktereignissen müssen sowohl für die Struktur als auch für den Impaktor entsprechende Schädigungs- und Versagensmodelle in die numerischen Verfahren und Tools eingebettet werden. Für die FVW-Struktur werden dafür die bereits für den Crash erarbeiteten Degradationsmodelle der elastischen Eigenschaften in den Lamineinzelschichten und die Delaminationsmodelle verwendet.

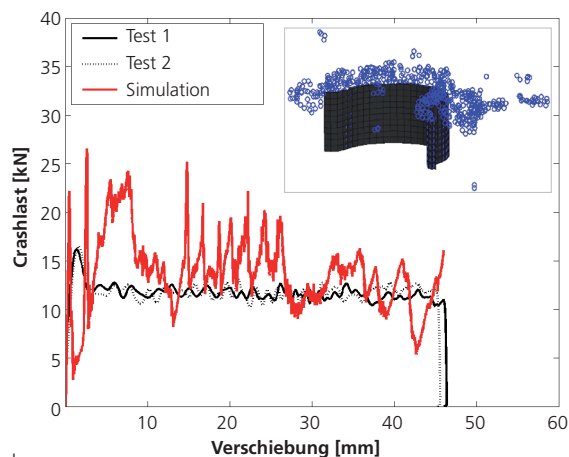


Abbildung 7: Simulation eines Crushing-Segments mit Hilfe der Kopplung FEM/SPH (Oben: Crushing Test; Unten: gekoppelte FEM/SPH-Simulation)

Zur Modellierung einer Wasseroberfläche oder der Impaktoren Eis und Gelatine-Kunstvogel wurde die für die Crash-Simulation entwickelte „Smooth Particle Hydrodynamics“ (SPH)-Methode in Kombination mit den Lagrange-Strukturmodellen adaptiert. Kernergebnis ist, dass mit dem Partikelmodell der Massenfluss des Impaktors sehr viel realitätsnaher und numerisch stabiler ab-

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

gebildet werden kann als beispielsweise mit Volumenelementen. Für die Modellierung der Deformationszone oder erodierender Vorgänge an FVW-Strukturen mit Hilfe der SPH-Methode müssen die Modelle um die Phänomene Reibung und Erwärmung erweitert werden.

Für die Simulation des HVI-Beschusses von vorbelasteten Strukturen wurde für FVW-Strukturen eine neue numerische Methode entwickelt, die den Einfluss der Vorspannung in die Simulation der Schädigung einbeziehen lässt. Durch die Kopplung gestapelter Schalenelemente (Ladevèze-Ply-Model) mit Delaminationsgrenzfächenelementen konnten sowohl intra- als auch interlaminaire Schäden abgebildet und die Schadensausbreitung unter verschiedenen statischen Vorlasten erfolgreich simuliert werden. Im Zusammenspiel mit den nachfolgend beschriebenen HVI-Tests kann damit die Vorlast erstmalig in die Auslegung von HVI-gefährdeten Bauteilen mit einbezogen werden.

Hochdynamische Prüftechnik

Die hochdynamische Prüftechnik liefert die Grundlage für die Entwicklung und Validierung von neuen Materialmodellen und Bauweisen für impakt- und crashgefährdete Bauteile. Grundlegendes Element der Prüftechnik ist die hochdynamische Materialprüfung. Hier steht die hydraulische Prüfmaschine VHS 100/20 zur Verfügung, mit der im Lastbereich von +/- 100 kN und mit Prüfgeschwindigkeiten von bis zu 20 m/s die spezifischen Materialkennwerte für die numerische Simulation ermittelt werden können.

Im Fallprüfstand werden auf der Basis der Simulationsmodelle ausgelegte Bauteile mit einer maximalen Größe von 0,8 m x 0,8 m x 1,0 m bis zu einer Aufprallgeschwindigkeit von 14 m/s getestet. Die im Berichtszeitraum neu installierten Hochgeschwindigkeitskameras mit einer Bildrate von bis zu 250.000 Bildern pro Sekunde zeichnen den Crashvorgang auf und ermöglichen damit die Bewertung der Leistungsfähigkeit der Struktur und des Versagensablaufes. Die zusätzliche Messung von Verformungen und Kräften ist die Basis für die Berechnung der absorbierten Energie.

Für den HVI-Komponententest wurde im Berichtszeitraum das Leistungsspektrum der Gaskanone deutlich erweitert. Impaktoren wie Stahlkugeln, Eispartikel oder Gelatinekunstvögel in einem Gewichtsbereich von wenigen Gramm bis zu vier Pfund und in einem Geschwindigkeitsbereich von 60 m/s bis 300 m/s lassen sich auf Bauteile bis zu einer Größe von 1,5 m x 2,0 m verschießen.

Für HVI-Tests ist der Beschuss von spannungsfreien Strukturen Stand der Technik. Im Flug sind Luftfahrzeugstrukturen allerdings Lasten ausgesetzt, die den Impakt Schaden und die Restfestigkeit beeinflussen können. Im Rahmen eines EU- und eines EASA-Projekts wurde am Institut eine neue Prüfmethode

entwickelt, mit der in einem umfangreichen Testprogramm CFK- und Aluminium-Paneele unter Druck- und Zugvorspannungen beschossen wurden. Für die Bestimmung der Restfestigkeit bzw. des „Residual Strength Factor“ wurden die beschossenen Paneele quasistatisch bis zum Versagen belastet. Kernergebnis der Forschungsarbeiten war, dass CFK nach Beschuss unter Zugvorspannungen eine nur marginale Reduzierung der Restfestigkeit zeigte, die Druckvorbelastung die Restfestigkeit jedoch durch ausgeprägte Delaminationsschäden signifikant abfallen ließ. Die Schadensbilder auf der Vorder- und Rückseite eines druckbelasteten Paneels, das nach dem Impact mit der Lock-in Thermographie untersucht wurde, zeigt Abbildung 8. Für Bleche der Legierung 2024T3 war der Einfluss der Vorbelastung gering, wie aufgrund seiner isotropen Materialeigenschaften zu erwarten war. Diese Ergebnisse könnten zukünftig zu einer Modifikation der Prüfvorschriften für CFK-Strukturen führen.

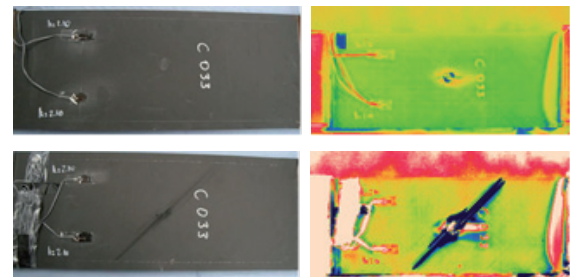


Abbildung 8: Linke Spalte: Sichtbare Schäden nach einem Beschuss mit einer Glaskugel auf ein Paneel unter Druck. Rechte Spalte: Untersuchung und Quantifizierung des Schadens mit Lock-in Thermographie. Oben: Vorderseite. Unten: Rückseite

Computertomographische Methoden

Aus den Ergebnissen der hochdynamischen Tests wurden im Berichtszeitraum unter Einbezug der am Institut verfügbaren NDT-Methoden Ultraschall, Röntgen und Lock-in-Thermographie Schädigungskataloge erstellt, die im Zusammenspiel mit den im Test ermittelten Bild- und Messdaten die Basis für die Entwicklung der numerischen Modelle darstellen. Die genannten Verfahren lassen jedoch nur eindimensionale bzw. eingeschränkt dreidimensionale Analysen zu. Um das Spektrum der NDT-Verfahren in den Bereich der hochpräzisen 3D-Analyse zu erweitern, wurden im Jahre 2007 zwei Röntgencomputertomographen (CT) beschafft. Das hochauflösende Mikrofokussystem lässt Strukturen von bis zu 1 m³ Volumen mit einer Genauigkeit von 50 µm vermessen. Am Nanotom können Kleinproben mit einer Voxelgröße bis 500 nm analysiert werden. Damit werden Fehlstellen und Versagenszonen in komplexen Bauteilen digital, hochaufgelöst, dreidimensional und quantitativ ermittelt. Zudem ermöglicht die CT-Analyse als einzige Methode eine unverfälschte Analyse der Schadenszone durch die digitale Entfernung des Impaktors aus dem 3D-Bild (Abbildung 9). Damit ist das Institut erstmalig in der Lage, digital und unbeeinflusst von

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

präparativen Maßnahmen im Abgleich zwischen den Analyseergebnissen aus der Simulation und dem Experiment die Qualität der numerischen Modelle zu ermitteln. Ein Beispiel dafür zeigt Abbildung 10.

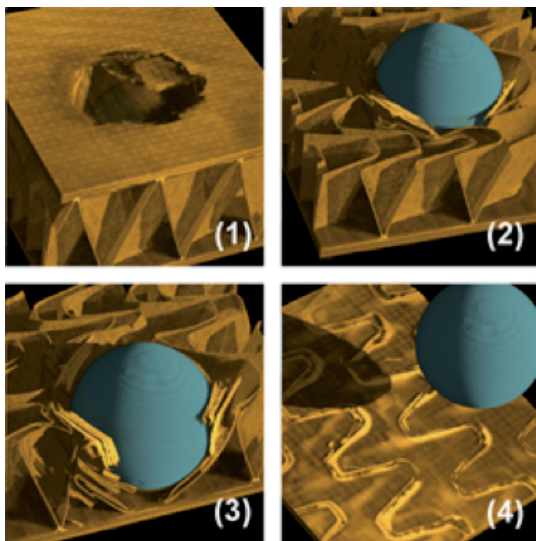


Abbildung 9: Bildfolge aus einer Computeranimation, die auf CT-Daten basiert. Der Impaktsschaden kann detailliert untersucht werden, indem die einzelnen Bildlagen virtuell abgetragen und die in die Struktur geschossene Kugel (blau eingefärbt) entfernt werden kann.

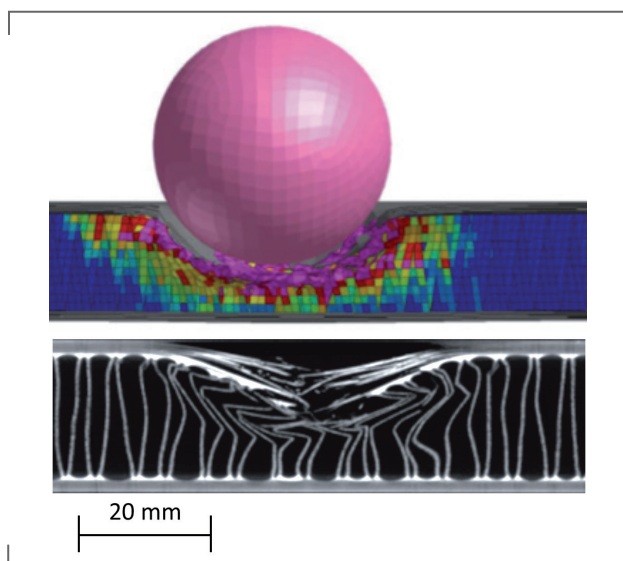


Abbildung 10: oben: HVI-Simulation eines Impakt-Schadensbereichs; unten: CT-Aufnahme des Schadensbereichs

Die konsequente Weiterentwicklung der CT-Methode über die reine Schadensanalytik hinaus führt in die Berechnung der Restfestigkeiten von geschädigten oder fehlerhaften Bauteilen. Hier arbeitet das Institut an Methoden der Vernetzung von digitalen CT-Bildern für die Berechnung in kommerziellen FE-Codes.

2.1.1.2 Crashkonzepte für den CFK-Rumpf

Das Sprödversagen der aktuell zugelassenen CFK-Werkstoffe stellt eine erhebliche Herausforderung für die Integrität einer zukünftigen CFK-Rumpfstruktur dar. Im DLR-Projekt „CFK-Rumpf der nächsten Generation“ wurden daher unter anderem Bauweisenkonzepte entwickelt, untersucht und bewertet, die darauf zielen, ein Maximum an struktureller Integrität im HVI- oder Crashlastfall sicherzustellen.

Crashverhalten einer Composite Rumpfschale

Zu den Analysen zur Crashsicherheit von Wide-Body-Flugzeugrumpfen (WB) mit einer Composite-Schale wurde das am Institut entwickelte Tool SECTMESH zur Netzerzeugung um die Option zur automatischen Generierung von Verbindungselementen erweitert. Verbindungselemente sind zur realistischen Modellierung der Versagensmechanismen enorm wichtig und ein manuelles Einbringen der Modelldaten erfordert einen hohen Zeitaufwand. Berechnungen mit verschiedenen Versagensannahmen der Verbindungselemente zeigten, dass unter Verwendung einer filigranen metallischen Frachtbodenstruktur keine ausreichende Energieabsorption gewährleistet werden kann (Abbildung 11).

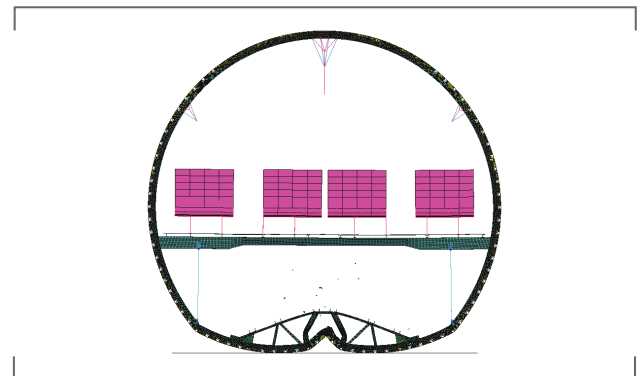


Abbildung 11: Simulierte Deformation einer WB-Rumpfsektion in CFK-Bauweise (nichtmetallischer Frachtboden)

Aus den Ergebnissen konnte das Institut Designvorschläge ableiten, die in modifizierter Form für die Struktur des Airbus A350-Rumpfs zur Anwendung gekommen sind. In diesem Zusammenhang ist das sogenannte „bend-frame“ Konzept zu nennen, bei dem der Frachtbodenquerträger so verstärkt ist, dass unter ihm angebrachte CFK-Crashelemente durch lokales Fragmentieren („crushing“) in hohem Maße Energie absorbieren können.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

CFK-Rumpfpaneele mit Foldcore-Kernen

Faltwabenkerne aus Aramidpapier für potenzielle Doppelschalentrümpfe bieten eine hohe Steifigkeit in Verbindung mit Belüftbarkeit und Drainierbarkeit. Für einen CFK-Rumpf in alternativer Sandwich-Bauweise wurden in einem LuFo Projekt, zusammen mit Partnern, Rumpfpaneele mit Falzwabenkernen mit CFK-Deckschichten experimentell, analytisch und numerisch untersucht. Durch geometrische Modifikationen der Kernfaltung konnte die Druckfestigkeit des Falzwabenkerns in der Paneelmitte gezielt reduziert werden (Abbildung 12). Mechanische Untersuchungen zeigten, dass das Paneel unter einer crashtypischen Druck-Biege-Belastung in dieser Triggerzone in einer energieverzehrenden Rotation deformiert (Abbildung 13). Im Zugbereich der Deckschicht bleibt das Laminat weitgehend intakt und verhindert so ein Aufreißen des Rumpfs.

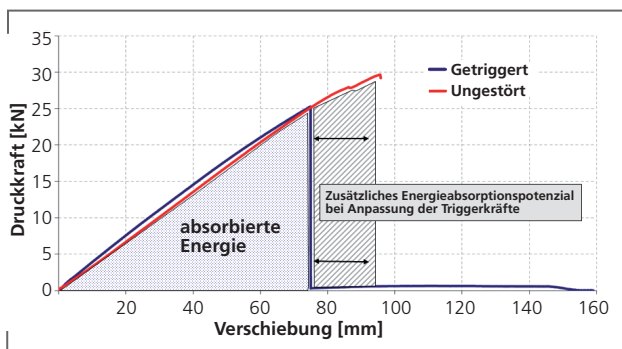


Abbildung 12: Vergleich der Paneele mit getriggert und ungetriggert Falzwabe



Abbildung 13: Foldcore Paneel „Gelenktrigger“ unter Druck-/Biegebelastung

2.1.1.3 HVI-resistente Verbund-Strukturen

HVI-resistente Sandwich- und Hybridstrukturen

Faltwabenstrukturen ermöglichen die Gewichtsreduktion eines möglichen doppelschaligen Leichtbaurumpfs um 20-30 %. Im Rahmen eines EU-Projekts wurden im Berichtszeitraum umfangreiche experimentelle und numerische Untersuchungen zur Impaktresistenz an Falzwaben-Paneelen durchgeführt. Aufgabe des Instituts war die Entwicklung des numerischen Modells für Aramidpapier und die resultierende Falzwabenstruktur, die Unregelmäßigkeiten in der Struktur berücksichtigt. Ein Parametermodell erlaubt die Erstellung von Falzwabengeometrien aus mehrlagigen Schalenelementen. Die deutlich irreguläre Falzwabenstruktur wird über einen sogenannten ‚Node-Shaking‘ Ansatz berücksichtigt. Dabei werden realitätsnah statistisch verteilte Unebenheiten im Bereich von einigen μm generiert. Mit diesem Meso/Makro-Modell kann eine Falzwabenstruktur auf optimale Impaktresistenz hin ausgelegt werden. Insbesondere das instabile Kollapsverhalten der Falzwabe wird mit diesem Modell gut wiedergegeben. Das entwickelte Falzwabenmodell wurde anschließend in HVI-Versuchen erfolgreich validiert. Eine gute Übereinstimmung mit den experimentellen Schadensbildern, den Impaktverläufen und der Energieaufnahme wurde erreicht (Abbildung 14).

Im Rahmen dieser Arbeiten ist das Dokument „CELPACT Sandwich Design Guide with Cellular Cores“ entstanden.

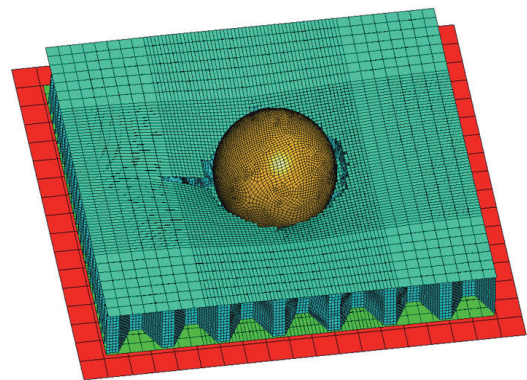


Abbildung 14: Falzwabensandwich unter simulierter Impaktbelastung

Für das DLR-Forschungsflugzeug HALO wurde im Berichtszeitraum die Nase einer Experimentengondel (Belly-Pod) in impaktresistenter Leichtbauweise entwickelt. Nach Vorschrift JAR 25.631 durfte ein 4-lbs-Vogel mit einer Impaktgeschwindigkeit von 163 m/s die Experimentengondel nicht penetrieren. Das Bauweisenkonzept fußt auf einem hybriden Lagenaufbau aus GFK und einer Fangschicht aus molekular hochverstecktem Polypropylen (PP). In umfangreichen Beschussversuchen an

Proben unterschiedlicher FVW-Materialkombinationen zeigte die Kombination GFK/PP (Tegris) das beste Widerstandsverhalten gegen Impaktorenpenetration bei den spezifizierten Impaktenergien auf (Abbildung 15). Auf der Basis der entwickelten numerischen Werkzeuge wurde ein Lagenkonzept entwickelt und in Hardware umgesetzt (Abbildung 16). Der Belly-Pod wurde im Beschuss mit einem 4-lbs-Kunstvogel validiert und für den Einsatz im HALO-Flugzeug zugelassen. Für die spezifische Bauweise wurde dem DLR ein Patent erteilt.

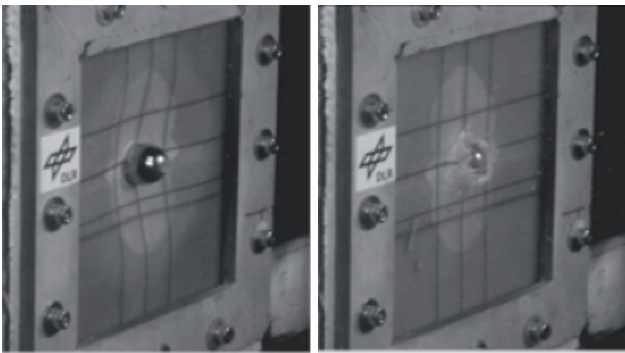


Abbildung 15: Verhalten einer GFK / PP (Tegris) – Verbundplatte bei Beschuss mit einer Stahlkugel (103,3 m/s)

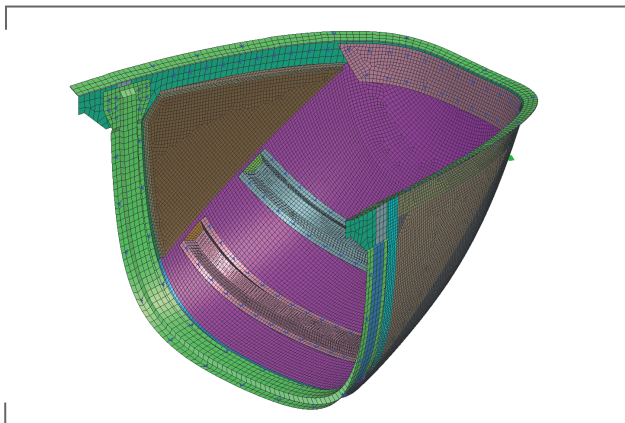


Abbildung 16: Belly-Pod Nase in GFK/PP (Tegris)-Hybridbauweise. Der lila eingefärbte Bereich markiert die Tegrisbelegung auf der Laminathinterseite („Fangschicht“).

2.1.1.4 Verwundbarkeit von Aerostrukturen

Neben der Entwicklung neuer Bauweisen und Materialkonzepte finden die weiterentwickelten numerischen und experimentellen Methoden auch Eingang in die Bewertung der Verwundbarkeit von Aerostrukturen.

Überlebensfähigkeit und Verwundbarkeit von Hubschrauber-Strukturen

Hubschrauber sind aufgrund ihres Einsatzes „nahe am Boden“ eher absturzgefährdet als Flugzeuge. Neben der Verbesserung der aktiven Sicherheit, also der Vermeidung von Abstürzen, stellt die Erhöhung der passiven Sicherheit ein weiteres Ziel in der Forschung dar. Zur Reduzierung der einwirkenden Kräfte auf die Insassen werden im Wesentlichen drei Zonen betrachtet, die sich während des Aufpralls verformen und so Energie absorbieren können: das Landewerk, die Unterboden-Struktur sowie die Sitze mit integrierten Energieabsorbern.

Als Validierungsbasis für die Entwicklung von robusten, expliziten FE-Methoden für das Design von energieabsorbierenden FVW-Strukturen, wurden drei skalierte Hubschrauber-Unterboden-Spantabschnitte in Trapezholmbauweise entwickelt, gebaut und in einem statischen und in zwei Crashversuchen getestet (Abbildung 17). Die Validierungsschritte der Simulationen erfolgten entlang der Entwicklungspyramide von der Coupon-, Element- und Komponentenebene bis hin zum Spantabschnitt. Der Vergleich der Testresultate mit den Vorhersagen der Simulationen basierend auf einer Modellierung mit „stacked shells“, „cohesive elements“ und Triggerelementen, war auf allen Entwicklungsebenen für die Versagensmoden, die Spitzenlasten und die aus Kraft-Wegkurven ermittelte Energie absolut exzellent. Die Implementierung dieser Methodik wird weiter vorangetrieben, um die Vorhersagbarkeit und die hohen Anforderungen an die verbesserte Crashesicherheit von künftigen Hubschrauberzellen (zivil und militärisch) zu erreichen. Die Präsentation der Resultate auf dem AHS-Forum 67 im Jahr 2011 wurde mit dem Best Paper Award der Crash Safety Session ausgezeichnet.

Innerhalb des EU-Projekts „HeliSafe TA“ wurden drei Crash-Versuche mit Hubschraubern vom Typ Bell UH-1D vorgenommen (Abbildung 18). Die Tests wurden beim italienischen Projektpartner CIRA durchgeführt, der über eine entsprechende Crashtest-Anlage verfügt. Das DLR war für die Simulation der Crashtests verantwortlich. Zu diesem Zweck wurde ein DRI-KRASH Modell der UH-1D erstellt, das mit den Crashtestergebnissen erfolgreich verifiziert werden konnte.

Aus den Testergebnissen und den Simulationen mit dem UH-1D-Gesamtmodell lassen sich realistische Beschleunigungspulse ermitteln, die wiederum für detaillierte Simulationen der Sitz-Insassen-Umgebung zur Optimierung der Sicherheitssysteme (Gurte, Airbags und Sitze mit integrierten Absorbern) genutzt werden.

Das Vorhaben „Überlebensfähigkeit und Verwundbarkeit von Hubschrauberstrukturen“ wird innerhalb des gemeinsamen DLR/ONERA Programms Rotorcraft Research durchgeführt.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

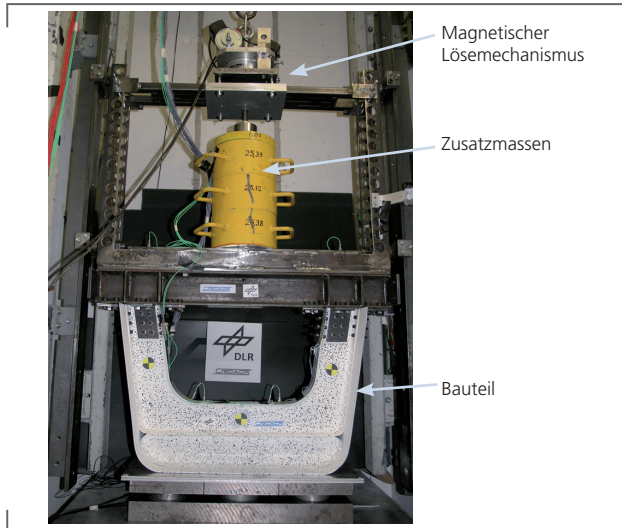


Abbildung 17: Spantabschnitt im Fallprüfstand vor dem Crashtest

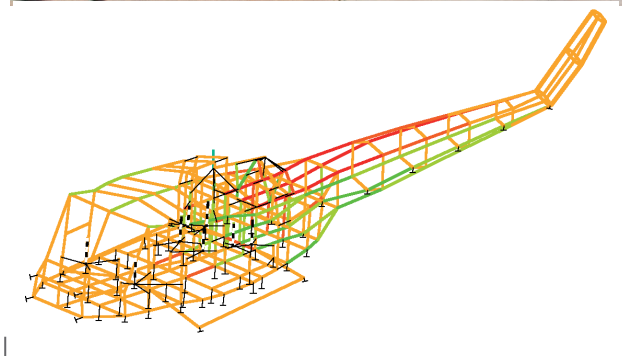


Abbildung 18: Oben: Bell UH-1D nach Crashtest (durchgeführt bei CIRA innerhalb des EU-Projekts HeliSafe TA); unten: DRI-KRASH Modell der Bell UH-1D

Bird Strike Schadensmechanismen im Counter Rotating Open Rotor (CROR)

Gegenläufig drehende, nicht ummantelte Rotoren (CROR) am Flugzeugheck gehören zu den zukunfts-trächtigen Antriebskonzepten von Transportflugzeugen. Das Konzept erfordert allerdings eine spezielle Betrachtung und eine Risikoabschätzung für ein Blattversagen, das zum Beispiel durch einen Vogel-, Eis- oder Reifenschlag ausgelöst werden kann (Abbildung 19). Neben einem gesteuerten Versagen der Blätter in kleine Bruchstücke, müssen für die gesamte Beherrschung dieses massiven Impaktproblems auch strukturelle Schutzsysteme in Rumpf oder Leitwerk entwickelt und erprobt werden.

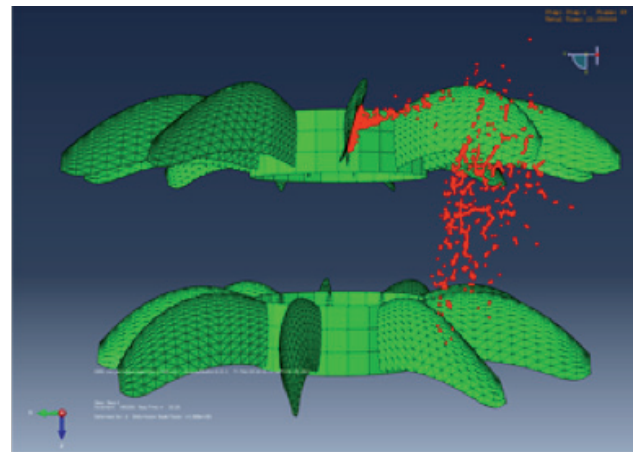


Abbildung 19: Vogelschlag auf einen Counter Rotating Open Rotor

Ein Hauptziel im Rahmen des im Jahr 2011 begonnenen Projekts „ABLAS“ (Advanced Blade Structure) in Kooperation mit Airbus ist die Entwicklung einer numerischen Methodik in der ABAQUS-Umgebung, um die Schäden in einem Open-Rotor-Triebwerk beim Bird Strike zu analysieren und vorherzusagen. Im Gegensatz zu Tests erlaubt die Simulation sowohl die Betrachtung der Rotation der Blätter als auch der wirkenden aerodynamischen Kräfte. Unterschiedliche Triggermechanismen/-konfigurationen zur Zerlegung des Fanblattes nach einem Impakt werden im Modell implementiert, um günstige Impaktscenarien für den Rotor und für den Rumpf zu gewährleisten. Basierend auf dieser ersten Simulationsphase werden Trajektorien und Impaktenergien von Blattstücken gewonnen, die dann für die Impaktuntersuchung auf hintere Rumpfsegmente und die Entwicklung entsprechender Schutzsysteme verwendet werden.

Leichtbaupanzerung

Keramische Leichtbaupanzerungen ermöglichen einen wirksamen ballistischen Schutz bei niedrigem Flächengewicht. Die heutigen Verfahren zur Herstellung von Panzerungen

aus monolithischer Keramik über Sintern sind teuer. Geometrisch komplexere Konstruktionen können aufgrund der Einschränkungen des Sinterverfahrens nur durch einen mosaikartigen Aufbau aus keramischen Einzelplatten realisiert werden. Mit der am Institut entwickelten Technologie der biogenen Keramik (siehe Kapitel 2.3.1.1) können diese Einschränkungen überwunden werden.

Basis ist die Herstellung von mehrfach gekrümmten Pressholzvorformen nach einem Standardverfahren der Holztechnik. Die Multihitfähigkeit einer Schale wird durch die Perforation mit einem Laser zu einem zusammenhängenden Kachelmuster erreicht (integrale Segmentbauweise) (Abbildung 20). Die Perforationslinien dienen als Rissstopper. Diese Schalen werden nach der Pyrolyse in eine poröse Kohlenstoffstruktur gewandelt, die im Folgeschritt mit flüssigem Silizium infiltriert (Liquid Silicon Infiltration LSI) und in SiC umgewandelt wird. Das biogene SiC-Panel wird mit einem Kunststoff-Backing (z.B. Aramid) zur Schutzstruktur komplettiert.

Im Berichtszeitraum wurden Keramikvarianten mit unterschiedlichen Gefügestrukturen entwickelt und hinsichtlich der ballistischen Schutzwirkung getestet. Biogene SiC-Keramiken mit einem SiC-Gehalt von bis zu 85 % stellten sich dabei als besonders wirksam heraus. Im Single-Hit-Beschuss konnte eine Gewichtsreduktion gegenüber Al_2O_3 von 15 % bei gleicher Schutzwirkung nachgewiesen werden. Erste Multi-Hit-Beschussversuche bei Partneereinrichtungen bestätigten das Konzept der integralen Segmentbauweise. Die erreichten Flächengewichte lagen bei 42 - 45 kg/m^2 , im Vergleich zu 120 kg/m^2 bei herkömmlichen Metallpanzerungen.

Aktuell werden mit Industriepartnern Bauteile definiert, die in der Folge über das in Kapitel 2.3.1.1 beschriebene LSI-Verfahren hergestellt und im Beschuss getestet werden. Die möglichen Anwendungen reichen von der Panzerung von Fahrzeugen, über den Schutz von neuralgischen Zonen bei Luftfahrzeugen bis hin zur Schutzkleidung für Personen.

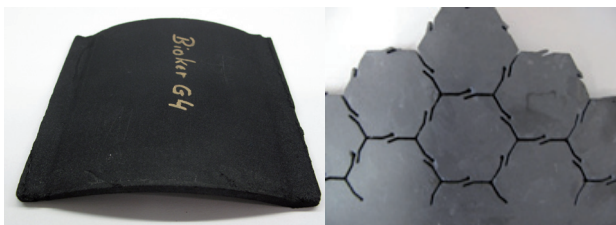


Abbildung 20: Links: gekrümmte Struktur aus SiSiC. Rechts: Einbringung von Rissstoppern zur Verbesserung der Multihitfähigkeit

2.1.1.5 Vorentwurf von Rumpfstrukturen

Prozesskette Crashworthiness Rumpf

Die Arbeiten zur Bewertung von Crashkonzepten wurden seit 2005 in mehreren Projekten in die Entwicklung von Vorentwurfs-Prozessketten für Flugzeuge und nachfolgend auch für Drehflügler eingebracht und erheblich weiterentwickelt. Zentrale Kooperationspartner sind in diesem Zusammenhang das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA) und das Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS).

Während das erste Projekt TIVA (Technology Integration of the Virtual Aircraft) ab 2005 speziell der Auswahl eines Framework-Tools zur Kopplung der numerischen Werkzeuge der beteiligten DLR-Institute und einer ersten Definition des Datenaustauschformates CPACS (Common Parameterised Aircraft Configuration Scheme) diente, wurde im Nachfolgeprojekt TIVA II vom Institut die Implementierung der parametrischen Netzerstellung mit SECTMESH und einer nachfolgenden Crashsimulation in die Entwurfsprozesskette eingebracht. In dieser Phase wurde eine erste detaillierte Strukturbeschreibung für den Rumpf in das Datenformat CPACS eingebracht sowie allgemeingültige Beschreibungen für Strukturelemente zur Beschreibung von Stringer-, Spant- und weiterer Profile entwickelt. Die Forderung nach einer gleichzeitigen Betrachtung der statisch wirksamen Lasten infolge von Flug- bzw. Bodenlastfällen und der speziell untersuchten Crashlastfälle führte seit 2009 zu der Weiterentwicklung des parametrischen Sektionsmodells SECTMESH zu einem parametrischen Modell des Gesamttrupfes. Durch eine grundlegend verbesserte Geometriaufbereitung unter Verwendung neuer, im DLR zentral zur Verfügung gestellter, Softwaretools konnten die Einschränkungen von SECTMESH überwunden und somit weitestgehend frei definierte Rumpfgeometrien zu geeigneten FE-Modellen weiterentwickelt werden.

Dabei wurde inzwischen eine Version unter der Bezeichnung TRAFUMO (Transport Aircraft Fuselage Model) zur Erstellung von Gesamttrumpfmodellen in sogenannter GFEM (Global-FEM) Qualität realisiert, in der nur die Schale und die Druckschotte mit Schalenelementen diskretisiert sind, die Versteifungen, wie Stringer und Spante, sowie das Fußbodengerüst jedoch in Balkenelementen. Mit dem TRAFUMO Modell (Abbildung 21) wurden inzwischen statische Dimensionierungsrechnungen unter Verwendung von ANSYS als Solver durchgeführt und die Ergebnisse von Testanalysen an einer generischen Rumpftonne mit entsprechenden Ergebnissen des bei Airbus verwendeten Tools FAME-F verglichen. Die Ergebnisse zeigten weitgehend eine sehr gute Übereinstimmung. In der Abbildung 22 ist ein Ergebnis eines ersten Dimensionierungslaufes in der DLR-Prozesskette dargestellt.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

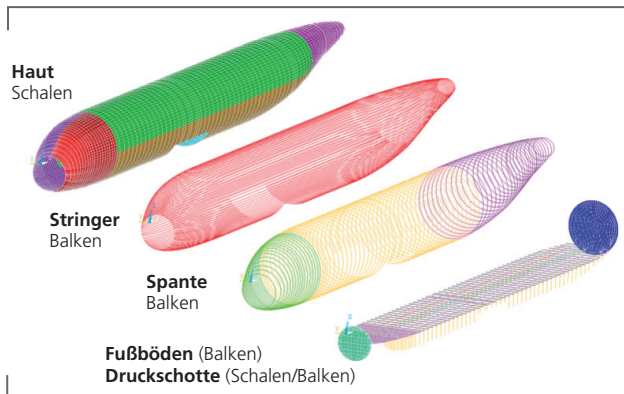


Abbildung 21: TRAFUMO-Modell

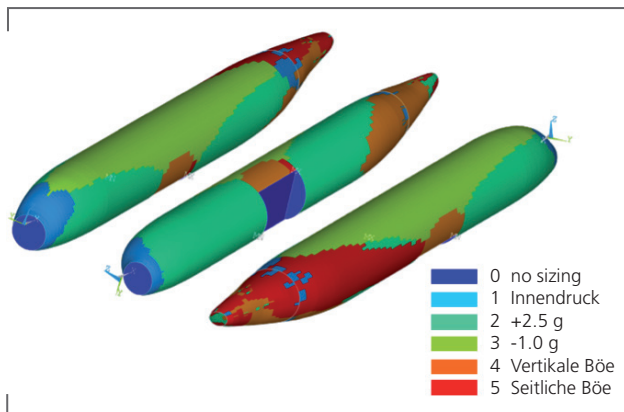


Abbildung 22: DLR-Prozesskette mit TRAFUMO-Modell: Ergebnis eines ersten Dimensionierungslaufes

Außerdem wird der Modellgenerator in der Art erweitert, dass in Kürze auch Modelle in DFEM-Qualität (Detailed FEM) zur Verfügung stehen sollen. In diesen Modellen wird die Struktur deutlich detaillierter in Form von feinen Schalenmodellen modelliert. Weiterhin ist die bedarfsgerechte Kombination der beiden Modellierungseinheiten in einem Modell vorgesehen, um die sehr feine Modellierung auf Bereiche mit starken Deformationen zu beschränken. Als Ziel wird unter Verwendung des DFEM-Modells bzw. eines kombinierten GFEM/DFEM-Modells eine realistische Crashsimulation des Gesamttrumpfes/Gesamtflugzeugs in den nächsten ein bis zwei Jahren erwartet. In Abbildung 23 ist ein kombiniertes DFEM/GFEM-Modell eines Rumpfes dargestellt.

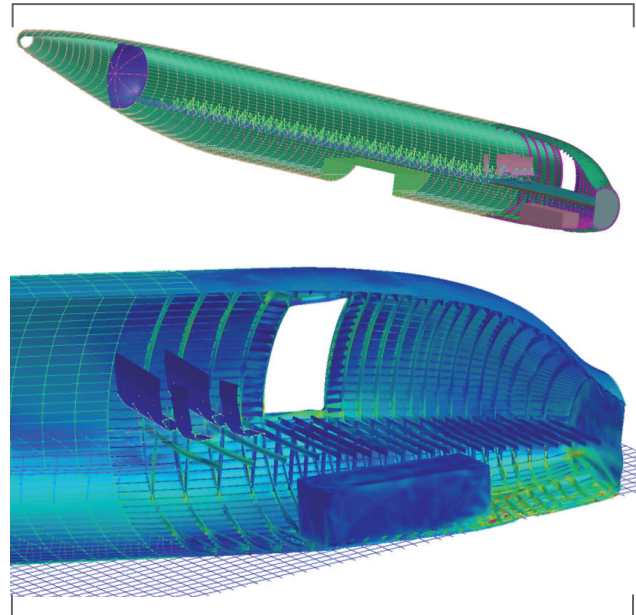


Abbildung 23: Kombiniertes GFEM/DFEM-Modell in einer generischen Crashsimulation

Vorauslegung Hubschrauberzelle

Parallel zu den Aktivitäten im Bereich der Transportflugzeuge werden seit 2009 Arbeiten zur Massenabschätzung von Drehflüglerzellen im Vorentwurf durchgeführt. Nach einer Sondierungsphase wird im Projekt RIDE (Rotorcraft Integrated Design and Evaluation) seit 2010 an der Übertragung der FE basierten Dimensionierung zur Abschätzung der Zellenmasse neuartiger Drehflüglerzellen gearbeitet. Hier steht in Zusammenarbeit mit Partnerinstituten die Kopplung von Werkzeugen zum Konzeptentwurf (Bestimmung der Hauptabmessungen) sowie zu einem Geometriegenerator im Vordergrund. Parallel werden Ansätze zur statistischen Massenabschätzung von Drehflüglerkomponenten aus der Literatur ausgewertet und in ein weiteres numerisches Tool implementiert, das für alle Baugruppen neben der Zellenstruktur die notwendigen Daten liefert.

2.1.1.6 Virtuelle Zulassungsmethoden

Mit Hilfe einer durchgängigen virtuellen Design- und Zertifizierungsrouten für Luftfahrtstrukturen lassen sich die Entwicklungszeiten und -kosten zukünftig erheblich reduzieren. Insbesondere dann, wenn neue Materialklassen, innovative Strukturdesigns oder neue Flugzeugkonzepte zum Tragen kommen. Angestrebt wird ein auf numerischen Methoden basiertes und experimentell bestätigtes Kernmodul – ein „Virtueller Prototyp“. Dieser erlaubt, Zulassungsfragen für flugfähige Plattformen bereits vom Beginn der Entwicklung mit einzubeziehen und durch die offene Architektur und die Erweiterung der virtuellen Module den Aufwand an Hardwaretests für die Zulassung durch die Behörden zu reduzieren, als Fernziel teilweise sogar zu ersetzen und die „Get home“-Fähigkeit eines Flugzeuges nach einem massiven Schadensereignis bewertbar zu machen. Im Folgenden sind zwei Beispiele aufgeführt, bei denen der virtuelle Nachweis über die am Institut entwickelten numerischen Crash/HVI-Werkzeuge geführt wurde.

Ditching Nachweis des Transportflugzeuges CASA CN-235-300M

Der Ditching-Nachweis für das Transportflugzeug CN-235-300M, das in den USA bei der Coast Guard eingesetzt wird, wurde zusammen mit EADS-CASA/Madrid und anderen Partnern in einer hybriden Vorgehensweise von expliziter FE-Simulation und Modellversuchen zum Wasseraufprall durchgeführt. Dazu wurde in einem ersten Schritt ein detailliertes explizites FE-Modell der Rumpfstruktur generiert, das auf einen „Wasserblock“ abgeworfen wurde (Abbildung 24).

Aus einer ganzen Serie von Ditching-Modellversuchen wurden die kritischen Lastfälle für die Struktur und die Kinematik des Aufpralls ermittelt. Der nächste wichtige Schritt war, von den Druckverteilungen des starren Modells auf die Verteilungen des real nachgiebigen Full-scale Modells zu schließen. Dieses Vorgehen wurde durch Simulationen von starren und nachgiebigen Rumpfteilmodellen unterstützt, von denen auch Wasseraufprallversuche vorlagen. Anhand der Unterschiede zwischen starr und nachgiebig bei den Simulationen und den gemessenen Druckverteilungen des starren Modells, wurde für die Druckverteilungen der nachgiebigen Realstruktur ein Korrekturgesetz abgeleitet. Dieses Gesetz führte zu einer Abminderung der Drücke ab einem gewissen Schwellenwert. Damit wurden letztlich die Belastungsverteilungen am Rumpf ermittelt und die Tragfähigkeit und die Integrität der Struktur nachgewiesen. Die FAA-Zulassung des Flugzeuges erfolgte am 14.11.2006.

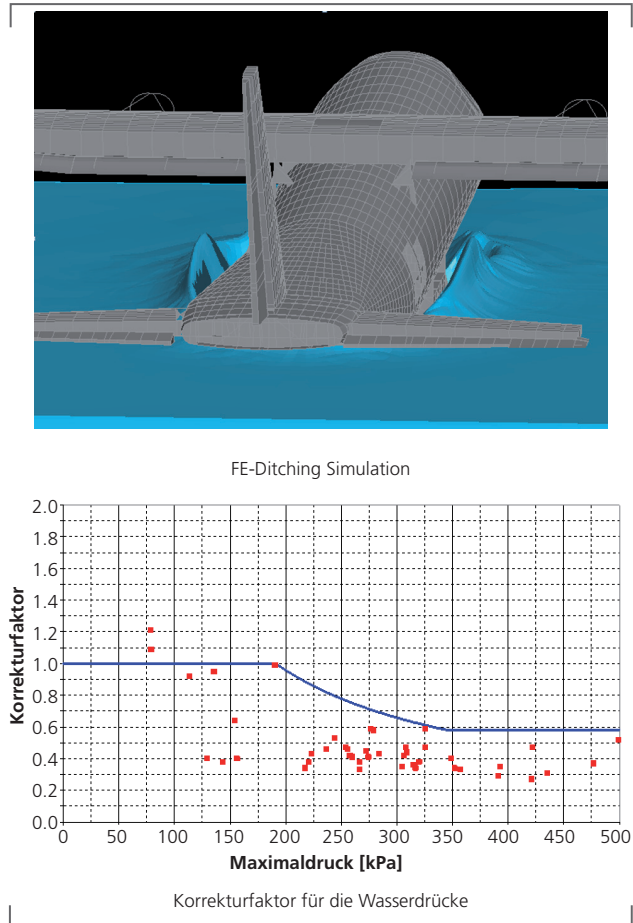


Abbildung 24: Ditching Zulassung der CN-235-300M

HALO Zulassungsqualifikation – Vogelschlagnachweis

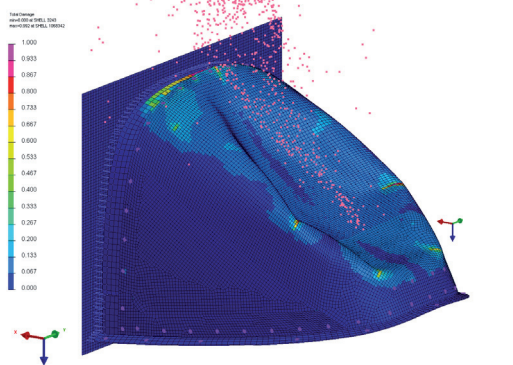
Ein weiterer Erfolg auf dem Wege zur „Virtuellen Zertifizierung“ konnte bei der Zulassung des Unterrumpfgehäuses für die Experimentalplattform (Belly-Pod) des DLR-Forschungsflugzeuges HALO erreicht werden. Das endgültige, vogelschlagresistente Design der Belly-Pod Nase und das Design der Kielflosse wurde nicht durch Tests, sondern mittels numerischer Analysen zertifiziert.

Basis für diese virtuelle Zertifizierung waren zunächst Ergebnisse aus dem EU Projekt CRAHVI. Hier konnte aufgezeigt werden, dass beim Beschuss von Aluminium-Flügelvorderkanten ein Kunstvogel die gleichen Schadensbilder und Reaktionslasten verursacht hat wie ein Realvogel. Die auf diesen Ergebnissen aufbauenden Beschussversuche mit einem Gelatinekunstvogel (Masse 1,8 kg, Auftreffgeschwindigkeit 163 m/s) an der im

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

vorhergehenden Kapitel beschriebenen Belly-Pod-Nase und die Pylonvorderkante – beide in Faserverbundkunststoffbauweise – zeigten sehr gute Korrelationen mit den korrespondierenden Simulationsrechnungen. Die Grundlage für den hohen Übereinstimmungsgrad zwischen Test und Simulation war die realitätsnahe Abbildung des Verhaltens von Material und Kunstvogel, deren Modelle (FEM und SPH) durch vorhergehende Tests validiert wurden. Abbildung 25 zeigt den Vogelaufprall und das Verhalten der Struktur im Experiment und in der entsprechenden FEM/SPH-Simulation. Die roten Partikel im Simulationsbild lassen das Abgleitverhalten des Kunstvogels auf der Belly-Pod-Oberfläche erkennen. Es erfolgt keine Penetration des Gehäuses durch den Vogel. Aufgrund der sehr guten Übereinstimmung von Experiment und Simulation hat das Luftfahrtbundesamt den rein virtuellen Nachweis einer zweiten Variante der Belly-Pod-Nase akzeptiert.

Aufbauend auf dieser Vorgehensweise wurde ein Modell für den Standard-Spuren-gaseinlass (TGI) mit Hilfe von Materialtests auf Coupon-Niveau entwickelt. Für die Vogelschlagsimulation wurde das bereits anerkannte Kunstvogelmodell verwendet. Auf dieser Basis wurde der Spurengaseinlass auch mittels eines rein virtuellen Nachweises durch das LBA zugelassen.



Vogelbeschuss: Test und Simulation (1,8 kg Gelatinevogel, 163 m/s)

Abbildung 25: HALO Vogelschlag-Qualifikation

2.1.2 Monolithische und hybride Hochleistungs-aerostrukturen

Dieser Forschungsschwerpunkt fokussiert die Auslegung, den Bau und die Bewertung von Hochleistungsstrukturen auf der Basis von duromeren und thermoplastischen Faserverbundkunststoffen und Titanlegierungen. Zum Kompetenzprofil gehören neben den adäquaten Verfahrenstechniken wie zum Beispiel das Vakuumfiltrieren (VARI) und das Heißpressen auch die adäquaten Verbindungstechniken wie das Thermoplastschweißen und die entsprechenden Simulations- und Auslegungswerkzeuge, sowohl für die Berechnung der Struktur als auch für die Prozessführung. Ziel ist es, mit Blick auf die Anwendungen die komplette Prozesskette für die jeweiligen Anwendungen und Materialsysteme im Institut selbst bzw. über Partnerschaften so abzubilden, dass die Technologien in einen testbaren und validierbaren Demonstrator münden. Diesem Ziel folgend, wurde in der letzten Jahren sowohl die Simulation in der Auslegung als auch in der Fertigung konsequent aufgebaut.

Das Forschungsgebiet teilt sich in die drei Zielapplikationslinien Rumpfbauweisen, Hochauftriebsstrukturen und Triebwerkstrukturen.

Das Themenfeld Rumpfstrukturen fokussiert auf die Arbeiten zur Auslegung von großflächigen, mehrfach gekrümmten Schalen auf der Basis von carbonfaserverstärkten Kunststoffen (CFK). Die Forschungsschwerpunkte lagen dabei neben der Steigerung der Robustheit und der Optimierung des VARI-Verfahrens in der fasergerechten Auslegung und der damit verbundene Drapierbarkeit und in speziellen Fällen der HVI- und Crash-Verträglichkeit. Parallel dazu wurden spezifische Qualitätssicherungswerkzeuge entwickelt.

Die Forschungsarbeiten im Bereich der Hochauftriebssysteme konzentrieren sich auf die Entwicklung von integralen, impakt-toleranten Leichtbauweisen auf der Basis von hybriden Lösungsansätzen aus Kurzfasern und Endlosfasern verstärkten thermoplastischen CFK-Werkstoffen und die Entwicklung der dazu notwendigen spezifischen Umformungs- und Schweißtechniken. Im Themenschwerpunkt Flugantriebe lag im Berichtszeitraum der Fokus auf dem Ausbau der Auslegungsfähigkeit von Verdichterstufen in Kooperation mit dem DLR-Institut für Antriebstechnik (AT) und weiteren DLR-Instituten. Im Vordergrund stand dabei die Kopplung und Optimierung von strukturmechanischen und strömungstechnischen Werkzeugen entlang der Entwicklung, dem Bau und dem Prüfstandtest von neuen Metall-, CFK- und Hybridbauweisen für Fan- und Verdichterstufen.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Im Zuge des Aufbaus der Produktionstechnologie im Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie an dem zum Institut zugehörigen Standort Augsburg und am Standort Stade, werden im Sinne eines Concurrent Engineerings designrelevante Aspekte der automatisierten Produktion konsequent in die Forschungsarbeiten zu neuen Bauweisen von Aerostrukturen mit einbezogen und bauweisenrelevante Elemente in die Produktionstechnik zurückgespielt. Das ermöglicht eine optimale Kombination aus Funktionalität und Wirtschaftlichkeit von neuen Bauweisen. Im beschriebenen Forschungsschwerpunkt bestehen heute gut abgestimmte Kooperationen mit industriellen Partnern, wie zum Beispiel mit der Airbus Deutschland GmbH oder mit Cassidian sowie mit Instituten des DLR im Rahmen militärischer Projekte der Luftfahrt.

Verfahrenstechnische Grundlagen

Verbindungstechnik für Thermoplaste

Thermoplaste bieten aufgrund ihrer thermischen Formbarkeit und Schweißbarkeit ein hohes Potenzial für komplexe, nietfreie, integrale Leichtbaustrukturen. Grundvoraussetzung für die Nutzung dieses Potenzials ist die Beherrschung der Konsolidierungsverfahren und der Verbindungstechnik. Das Institut hat sich daher im Berichtszeitraum auf die Entwicklung bzw. Optimierung von Verfahrenstechniken wie Vakuumkonsolidierung, Vakuumumformen und Heißpressen und auf das Press- und Widerstandsschweißen von Endlosfaser und Kurzfaser verstärkten Thermoplasten konzentriert. Als Matrixwerkstoffe kamen zum Beispiel PEEK und PPS zum Einsatz.

Für Kräfteinleitungsbereiche mit ausgeprägten, dreidimensionalen Kraftflüssen oder für Strukturen, bei denen der Einsatz von Endlosfaser verstärkten Materialien oftmals aufwendige Fertigungsabläufe zur Folge hat, hat das Institut Lösungen entwickelt, die auf einer Kombination aus Kurzfaser (KF) und Endlosfaser (EF) verstärkten Thermoplasten gründet. Dabei wurde das KF-Material durch einen Umspritz- oder Pressprozess auf andere CF-PEEK-Bauteile appliziert. Die so modifizierten Teilkomponenten können nun durch einen Schweißprozess zum integralen Bauteil verbunden werden. Auf diese Weise ist es zum Beispiel möglich, Stege mit einer Deckhaut zu verbinden und gleichzeitig auf einfache, teilweise ebene Ausgangsstrukturen zurückzugreifen (Abbildung 26).

Zur Optimierung der Prozessparameter und damit der Fügequalität wurden im Berichtszeitraum umfangreiche Parametervariationen an speziell entwickelten Proben durchgeführt (Abbildung 27). Wichtigstes Ergebnis der Umspritzung der Endlosfaser-Platten ist die Notwendigkeit der Reduktion des Einspritzdruckes. Entgegen der bisherigen Erfahrungen führt ein Einspritzdruck

über 1000 bar zu unzureichender Verbindung der Werkstoffbereiche. Als wesentliche Einflussgröße konnte hier der Anstieg der Schmelztemperatur des Matrixwerkstoffes mit steigendem Einspritzdruck ermittelt werden.

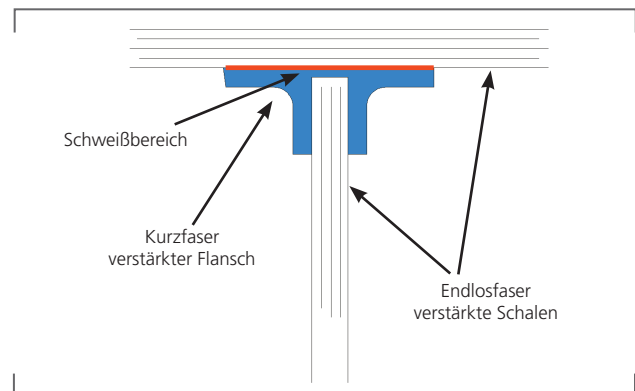


Abbildung 26: Schematische Darstellung des Kurzfaser verstärkten Flanschbereiches



Abbildung 27: Probe für Umspritzungsversuche

Schliffbildanalysen dokumentieren eine sehr gute Qualität der Anbindung (Abbildung 28). Die mechanische Prüfung der Verbindungszone unter Schubbelastung ergab Festigkeitswerte im Bereich von 50 MPa in der Grenzfläche. Dies entspricht der Festigkeit des Kurzfaser verstärkten Ausgangsmaterials und liegt damit im technisch nutzbaren Bereich.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Für die Verbindung des Kurzfasern Materials mit Endlosfaser Komponenten wurde das Widerstandsschweißverfahren weiterentwickelt. Ausgehend von den Dimensionen der Zielkomponenten war es Ziel der Forschungsarbeiten, Schweißlängen bis zu 1000 mm reproduzierbar zu realisieren.

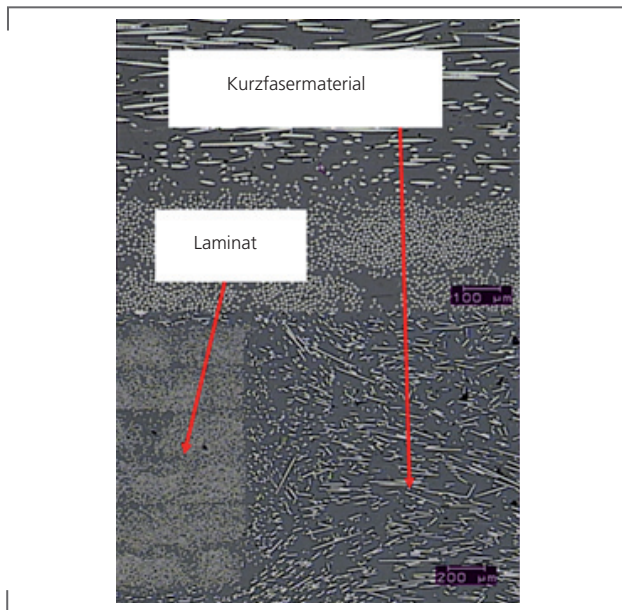


Abbildung 28: Schliffbild durch den Verbindungsbereich zwischen Laminat und den Kurzfasern verstärkten Bereich

Das bei kurzen Proben praktizierte Erwärmen der Fügezone über elektrisches Heizen von Kohlefasern ließ sich aufgrund von Spannungsdurchschlägen und Überhitzungseffekten nicht realisieren. Aufbauend auf dem Stork-Fokker-Verfahren für PPS-Werkstoffe wurde ein auf einem Stahlgitter basierendes Schweißelement weiter entwickelt (Abbildung 29), wobei das Metallgitter nach Abschluss des Schweißvorgangs in der Struktur verbleibt. Umfangreiche numerische und experimentelle Untersuchungen, die sowohl die mechanischen und thermischen Lasten als auch die elastoplastischen Eigenschaften des PPS- und PEEK-Materials berücksichtigten, führten zu einem aus Glasfaser, PEEK und Stahlgitter geschichteten Schweißelement mit modifizierter Stromführung. Die Isolationslagen lassen eine homogene Temperaturverteilung in der Schweißfläche und einen nahezu linearen, besser steuerbaren Temperaturanstieg während des Heizvorgangs realisieren - Grundvoraussetzungen

für eine Verbindung höher reproduzierbarer Güte (Abbildung 30 und Abbildung 31). Schweißzyklen von 50 Sekunden konnten mit dem neuen Schweißelement erreicht werden. Ein negativer Einfluss des Metallgitters auf die Festigkeit der Fügung konnte nicht nachgewiesen werden.

Aus mehreren hundert Schweißversuchen wurde für die untersuchten Materialkombinationen und Schweißelementkonfigurationen P/t-Prozessfenster (Elektrische Leitung über Schweißzeit) entwickelt, innerhalb derer die definierte Schweißqualität erreicht wird.

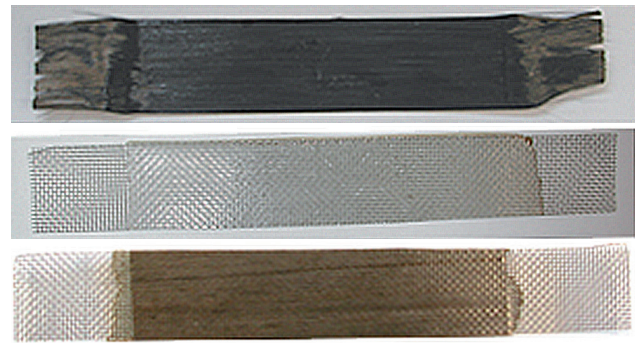


Abbildung 29: Schweißelemente aus C-Faser, Stahlgitter mit PEI und Peek-Matrixfolie

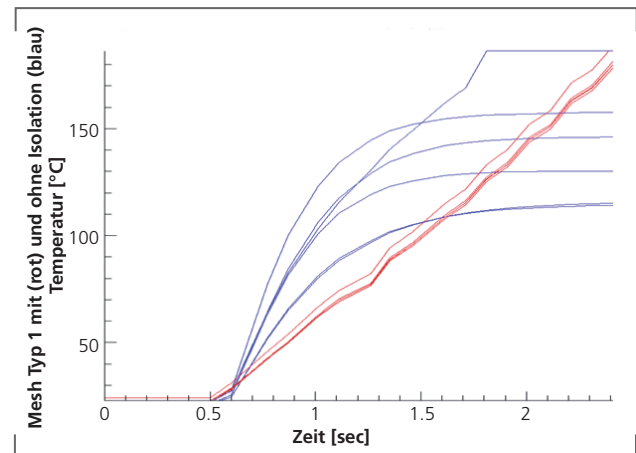


Abbildung 30: Aufheizkurve der Heizelemente mit und ohne Isolation

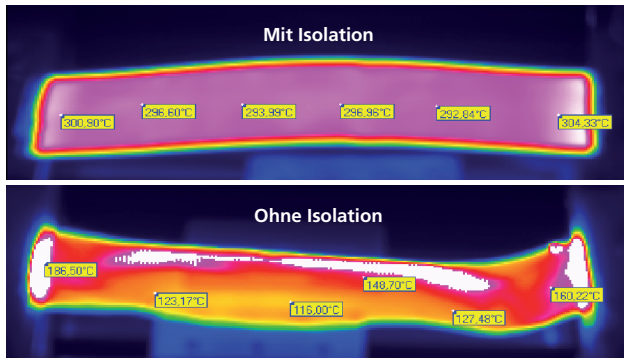


Abbildung 31: Temperaturverteilung in der Schweißprobe mit und ohne Isolation

Zur Demonstration der Leistungsfähigkeit der Umspritztechnologie im Zusammenspiel mit dem Widerstandsschweißen, wurde ein Vorflügel (Slat) gebaut, der im nachfolgenden Kapitel beschrieben wird.

Presskonsolidieren von thermoplastischen und hybriden Halbzeugen

Die endformnahe, automatisierbare Presskonsolidierung von thermoplastischen Halbzeugen in einer Heißpresse ist ein aussichtsreiches Verfahren für die wirtschaftliche Herstellung von Leichtbaustrukturen. Die Forschungsarbeiten am Institut erstrecken sich von der Entwicklung der materialspezifischen Prozessparameter, wie Temperatur, Druck oder Haltezeit bis hin zu materialspezifischen monolithischen und hybriden Halbzeugkonzepten. Für die Blattstrukturen eines strukturell tragenden Leitgitters für Triebwerke wurden zum Beispiel in Kooperation mit Partnern drei Fertigungsvarianten untersucht, die von der Konsolidierung und Formgebung dünner, unidirektionalverstrkter organischer Bleche, über die Verpressung vorkonsolidierter, spanend bearbeiteter Profilhlften bis hin zur Prozessierung von thermoplastisch imprägniertem Gewebe untersucht wurden. Kernergebnis der Forschungsarbeiten war, dass die Verarbeitung von Gewebe eine bessere Formgebung und eine wirtschaftlichere Herstellung gegenüber Einzellagenschnitten verspricht, wenn die Belastung des Bauteils einen Verzicht auf UD-Material zulässt.

Bei der Fügung von thermoplastischem Material ist die Führung des Pressendrucks der zentrale Prozessparameter. Dieser muss bei der Erstarrung konstant gehalten werden. Das Institut hat hier Werkzeuglsungen und eine Prozess-Steuerung der Heißpresse erarbeitet, die die Druckführung unterstützen. Im Fall der

Fügung einer stark gekrümmten Verdichterschaufel ist das durch die Entwicklung dünnwandiger Formschalen auf der Basis von galvanisch beschichteten Nickelschalen gelungen, die durch ihre Flexibilität dafür sorgen, dass ein notwendiger Konsolidierungsdruck erhalten bleibt. Die Verpressung der Fügung erfolgte hier in einem Vakuumverfahren.

Eine spezielle Variante des Presskonsolidierens stellt die Verbindung zwischen Thermoplasten und Metallen zu hybriden Strukturen dar. Die Arbeiten des Instituts fokussierten dabei die Verbindung von CF-PEEK und Titan 64 für Triebwerksanwendungen. Im vorhergehenden Berichtszeitraum wurden hybride Verdichterschaufeln entwickelt, deren Bauweise und mechanische Eigenschaften vielversprechend waren. Degradationen der Grenzfläche zwischen beiden Materialklassen ließen die geforderte Lebensdauer nicht erreichen. Das Institut für Werkstoff-Forschung hat die Aufgabe übernommen, die Mechanismen der Degradation zu erforschen und Lösungen zu entwickeln, die bei Erfolg zu einer Weiterführung der Arbeiten am Institut führen sollen.

Fertigungs- und Werkzeugtechnologie für mehrfach gekrümmte Bauteile im Vakuuminfusionsverfahren

Das Verfahren des Vacuum Assisted Resin Infusion (VARI) wurde vor über 15 Jahren am Institut entwickelt und ist unter der Bezeichnung Multifunktionales Infusionsverfahren (MFI) heute ein Standardverfahren der Luftfahrtindustrie. Verfahrenstechnisch konzentrierte sich das Institut im Berichtszeitraum auf die bauteilspezifische Optimierung des VARI-Prozesses und die Analyse der Robustheit des Prozesses gegenüber Fertigungsfehlern. Der Fokus der Forschungsarbeiten am Institut lag in der Anwendung des VARI-Verfahrens auf komplexe mehrfach gekrümmte Bauteile aus duromeren CFK-Werkstoffen für Luftfahrzeuge. Unterstützt wird die Entwicklung und Fertigung dieser duromeren Strukturen durch numerische Tools zur mechanischen Simulation und zur Simulation von Verfahrensschritten wie das Drapieren von textilen Halbzeugen.

Zur Fertigung geometrisch komplexer und hoch genauer Flugzeugstrukturen im autoklavlosen VARI/VAP-Verfahren wurden neue Werkzeugkonzepte und Infusionsstrategien erarbeitet, die eine kosteneffektive Fertigung von integralen Flugzeugstrukturen ermöglichen. Besondere Aufmerksamkeit lag dabei auf dem Ausgleich von Dickenschwankungen der Preform und der präzisen Darstellung von Passflächen für die nachfolgende Montage. Im Rahmen des EU-FP-6-Projektes MOJO (Modular Joints) stand zum Beispiel die Ausführung eines T-Stoßes als sogenannte Pi-Sektion im Vordergrund. VAP (Vacuum Assisted Process) ist die Bezeichnung des Verfahrens in der Luftfahrtindustrie.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Zur Herstellung dieser hochpräzisen Teile wurde ein Werkzeugkonzept entwickelt, das den geforderten Randbedingungen von Maßabweichungen im Bereich von $\pm 0,2$ mm und einer Parallelität im Bereich von $\pm 0,5$ mm Rechnung trug (Abbildungen 32 und 33). Mit den neuen Werkzeugen wurden Pi-Sektionen mit und ohne Z-Verstärkungen infiltriert (Abbildung 34).

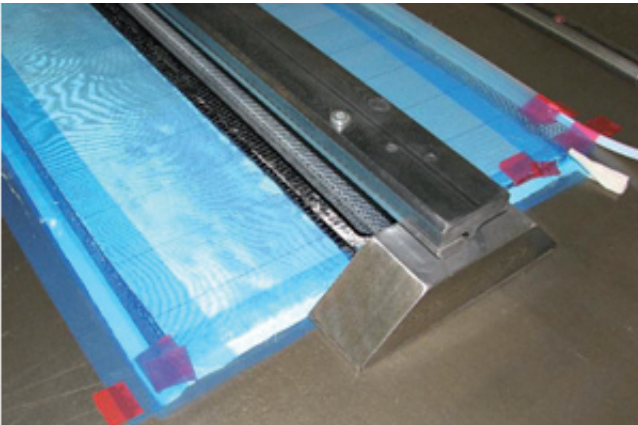


Abbildung 32: Vakuumaufbau für die Infiltration einer Pi-Sektion

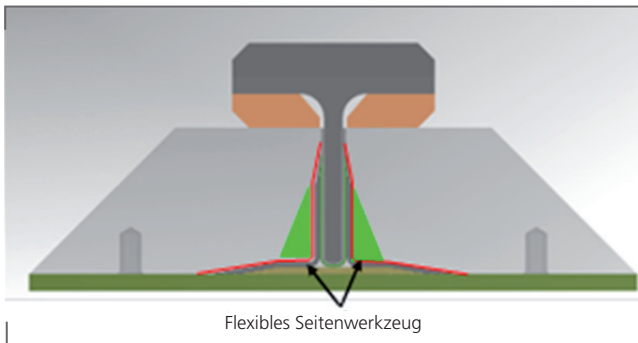


Abbildung 33: Querschnitt durch Werkzeugkonzept. Grün=Stahl zur Bestimmung des kleinen Radius. Rot=flexibles CF-PEEK zur Vorgabe der Oberflächengeometrie

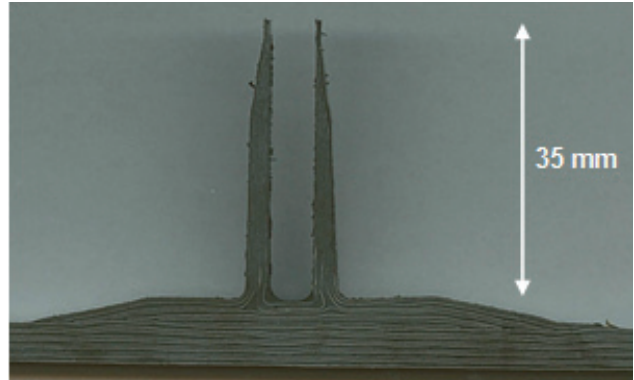


Abbildung 34: Schliffbild eines Pi-Profiles

Nach dem erfolgreichen Test des CFK-Bauteils beim Industriepartner wurde das Werkzeugkonzept auf das Prozessieren von zwei parallelen Pi-Rippen auf dem Bodeneinsatz eines Flaptracks erweitert und erfolgreich umgesetzt (Abbildung 35).

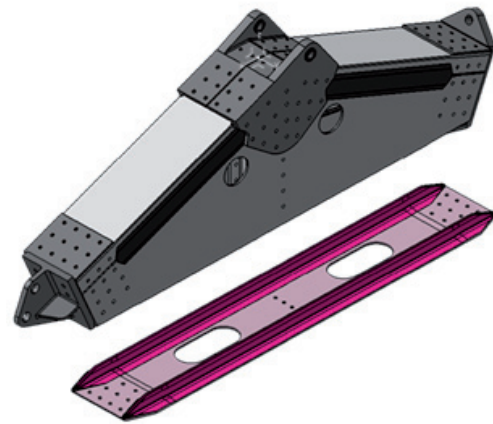


Abbildung 35: Unterer Bodeneinsatz als Doppel-Pi-Sektion für ein Flaptrack

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Im Jahr 2010 wurden diese Arbeiten auf der Fachmesse JEC Europe in Paris in der Kategorie „Verarbeitung Montage durch Strukturleben“ mit dem JEC Innovation Award ausgezeichnet.

Die Ergebnisse der Arbeiten zu den Werkzeugkonzepten finden Einfluss in die Forschungsaktivitäten zur Produktionstechnologie am ZLP Augsburg.

Prozessbegleitende Qualitätssicherung für Vakuuminfusionsverfahren

Der Kostenanteil der Qualitätssicherung bei komplexen CFK-Strukturen bewegt sich in einer Größenordnung um 20 % der Gesamtkosten. Neben dem Prüfaufwand sind die Kosten auch auf den möglichen Ausschuss am Ende der Wertschöpfungskette zurückzuführen. Ein Lösungsansatz ist die Verwendung von an den jeweiligen Prozessschritt adaptierte QS-Methoden, die entlang der Prozesskette zum Einsatz kommen und in einem frühen Status der Wertschöpfung kritische Fehler indizieren und beheben.

Für das Vakuuminfusionsverfahren (VARI) wurde daher ein Mess- und Regelsystem (MRS) zur prozessbegleitenden Qualitätssicherung entwickelt, mit dem durch eine Überwachung qualitätskritischer Einflussparameter der Infiltrationsprozess automatisch gesteuert werden kann. Module des MRS sind z.B. pneumatische Schlauchventile, die direkt vom MRS angesteuert werden und einzelne Angüsse oder Vakuumanschlüsse öffnen bzw. schließen und Ultraschallsensoren, die die Harzankunft oder die Gasblasen in den Schläuchen detektieren und damit den Beginn und das Ende des Infiltrationsvorgangs steuern.

Parallel dazu wurden in umfangreichen thermografischen Analysen die kritischen Fehlermöglichkeiten beim Vakuumaufbau detektiert und deren Auswirkungen auf den Verlauf der Harzfront und die Infiltrationsqualität bewertet. Abbildung 36 zeigt für die beiden Varianten des Vakuuminfiltrationsverfahrens VARI und VAP den Vergleich der gemittelten offenen Porosität π der infiltrierten Lamine in Abhängigkeit von der Lage der Leckage. Aus den Ergebnissen dieser Sensibilitätsanalyse konnte abgeleitet werden, in welchen Bereichen der Form Leckagen im Vakuumaufbau zu überkritischen Fehlern führen. Diese Ergebnisse finden Einfluss in die Prozessüberwachung und auch in die Entwicklung von automatisierten Verfahren des Vakuumaufbaus.

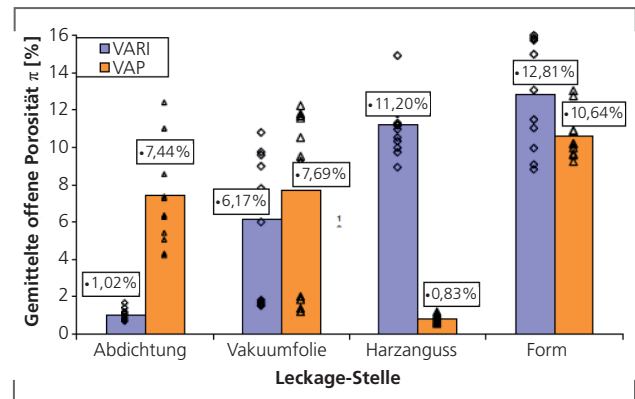


Abbildung 36: Offene Porosität als Resultat der Lage der Leckage

Neben der Detektion von infiltrationsbedingten Fehlern steht die Überwachung der Faserlage im Vordergrund. Im Rahmen eines EU-Projektes wurde, zusammen mit Partnern, ein laserbasiertes Werkzeug entwickelt, das durch Analyse der Ausrichtung der Nähfäden eine hinreichend genaue und schnelle Auswertung der Faserrichtung erlaubt (Abbildung 37). Eine Genauigkeit der Faserlagenbestimmung im Bereich von $\pm 1^\circ$ wurde mit dieser Methode erreicht.

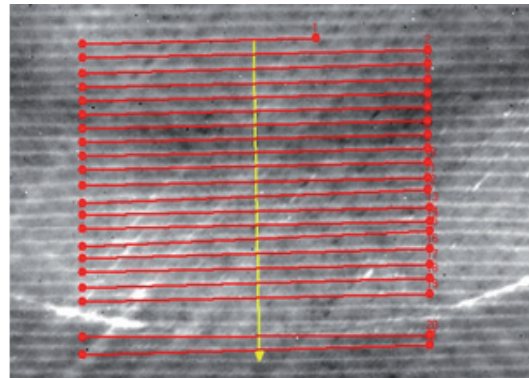


Abbildung 37: Laserbasierte automatische Nahtdetektion

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Lasermethoden geben nur eine Oberflächeninformation. Um die Lage von Fasern in der Bauteiltiefe zu detektieren, sind tiefenauflösende Verfahren, wie die Thermographie, nötig. Im Berichtszeitraum wurde daher eine Methode entwickelt, die Lock-in-Thermographie Bilder mit Hilfe der Bildauswertesoftware (NI Vision Assistant) aufbereitet und die Winkel übereinanderliegender Fasern im Tiefenprofil analysiert. Mit dieser Methode können nun in Abhängigkeit von der Anregungsfrequenz Analysen bis zu einer Tiefe von 2 mm, d.h. 3-4 Faserlagen mit einer Genauigkeit von $\pm 1^\circ$ Faserwinkel durchgeführt werden (Abbildung 38).

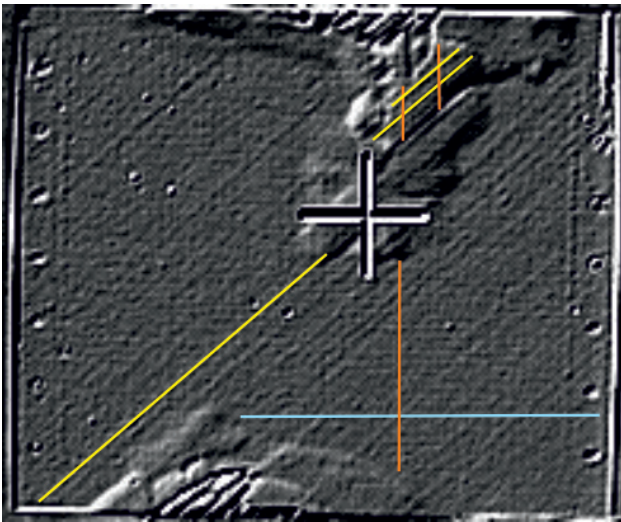


Abbildung 38: Mit der Lock-in Thermographie visualisierte Faserrichtungen und innere Schäden nach einem Beschuss

Die beschriebenen Arbeiten zur automatisierten Prozess-Steuerung und zur integrierten zerstörungsfreien Prüfung sind Grundvoraussetzungen für die Entwicklung einer robusten und automatisierten VARI/VAP-Prozessführung.

Druckschott in Membranbauweise

Die Übertragung von metallischen Konstruktionsprinzipien und Bauweisen auf CFK-Strukturen ist nicht realisierbar, wenn man die Vorteile des Faserverbundmaterials maximal nutzen möchte. Das metallische Druckschott zwischen dem Hauptfahrwerkschacht und dem Cargo-Unterboden eines Passagierflugzeuges beispielsweise ist in seiner metallischen Nietbauweise nicht auf CFK übertragbar (Abbildung 39).

Im Rahmen der LuFo-Vorhabens CORUBA und MOBA hat das Institut unter gemeinsamer Federführung mit EADS eine Bauweise entwickelt, die auf den Grundprinzipien der Membranspannung fußt.

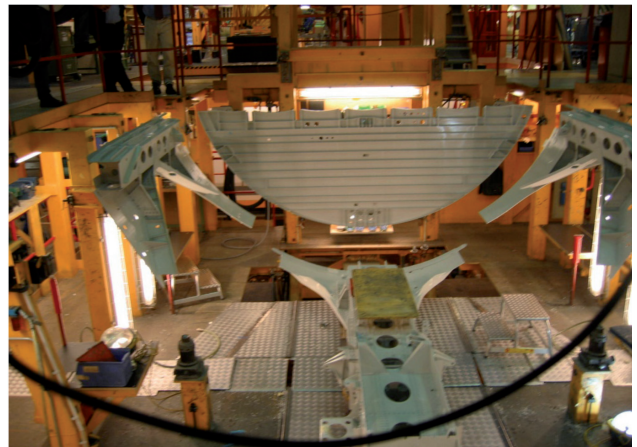


Abbildung 39: Druckschott im Hauptfahrwerksbereich aus Metall (Quelle: Airbus)

In Form eines Membranspannungszustandes spannt die CFK-Schale zwischen dem oberen Spanrahmen und dem Kreisbogen am vorderen Rand eine Membran auf, deren Gestalt den Faserverbundeigenschaften sehr entgegenkommt. Zentrale Herausforderung war das Drapieren der doppelt gekrümmten Schale mit dem ausgewählten Multiaxialen Gelege (NCF). Untersuchungen zur vollständigen, spalt-, überlapp- und faltenfreien Bedeckung der Oberfläche des Formwerkzeugs zeigten die Grenzen kommerzieller Drapierprogramme auf. Materialparameter und die Materialkinematik von NCF-Gelegen sind nur sehr rudimentär in den Programmen implementiert. Auf der Basis der Kenntnis der Grenzen der Simulation wurde ein Verfahren nach dem Fehlerminimierungsprinzip entwickelt. Die Spleißstellen wurden in Zonen auf der Schale gelegt, in denen der Fehler zwischen Theorie und Praxis ein Minimum erreicht.

An den Grenzen der Zonen stoßen dann allerdings Gelege aus verschiedenen Drapierungen zusammen, sodass Winkelfehler und Fasersprünge in der Richtung unvermeidbar waren (Abbildung 40). Untersuchungen zur zulässigen Abweichung und zu tolerablen Spalten wurden durchgeführt, um einen Vergleich zum idealdrapierten vollständigen Bauteil zu haben (Abbildung 41).

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

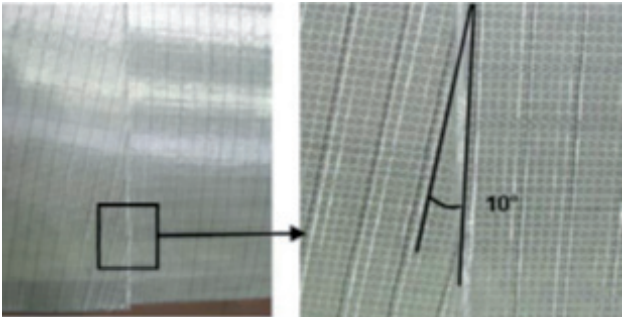


Abbildung 40: Detail einer Spleißstelle mit Winkeländerung



Abbildung 42: CFK-Schale als generisches Druckschott mit Holmspant und Rahmenstruktur (EADS-M, BK und FA)

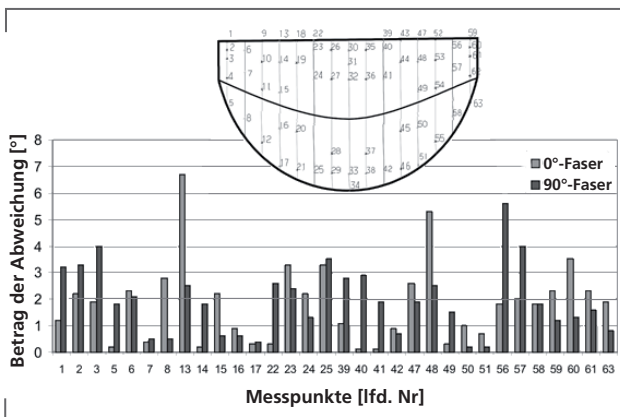


Abbildung 41: Winkelabweichung zwischen Simulation und Experiment einer 0°/90° Lage

Auf Basis dieser Untersuchungen konnte eine sehr gleichmäßige Belegung erreicht und die Spaltweite zwischen 0 und maximal 2 mm optimiert werden.

Die fertige Schale wurde als Demonstrator mit den notwendigen Rahmen und Holmspantbauteilen ergänzt (Abbildung 42).

Die Forschungsarbeiten im Projektverbund demonstrieren die Machbarkeit einer Druckschottschale in CFK-gerechter Membranbauweise und deren Herstellung durch Trockenablegen und Vakuumfiltration. Berechnungen des Forschungspartners EADS lassen eine Gewichtsreduktion von 22 % in Verbindung mit einer Kostensenkung von 7 % gegenüber der metallischen Rippenbauweise realisierbar erscheinen.

Thermoplastischer Vorflügel

Zur Entwicklung des Vorflügels in Thermoplastbauweise bündelte das Institut die numerischen und experimentellen Kompetenzen struktureller Integrität mit dem beschriebenen FVV-spezifischen verfahrenstechnischen Know-how. Die nahezu geschlossene Prozesskette im Institut wurde durch die Zusammenarbeit mit externen Partnern komplettiert.

Für den Vorflügel in FVK-Bauweise waren neben einem Gewichtsvorteil und einer wirtschaftlichen Herstellroute die möglichst geringe Störung der Aerodynamik und die ausreichenden Get-Home-Loads nach einem Vogelschlag entscheidende Auslegungskriterien. Das Strukturkonzept gründete im Wesentlichen auf der lastspezifischen lokalen Kombination von Kurzfaserverstärkten und Endlosfaserverstärkten Thermoplasten und der Optimierung des FOD- bzw. Bird-Strike-Verhaltens der jeweiligen Komponente durch den Lagen- und Materialaufbau. Dabei waren im Hause entwickelte und verifizierte numerische Werkzeuge von entscheidender Bedeutung.

Das Bauweisenkonzept gründete auf einer im Pressverfahren vorkonsolidierten, thermisch umgeformten Platte, in der alle CFK-Lagen und Aufdickungen in ihrer endgültigen Form positioniert waren, und in die die Rippen durch den am Institut entwickelten kombinierten Umspritzungsprozess/Widerstandsschweißprozess integriert wurden (Abbildung 43).

2. Wissenschaftliche Kompetenzen



Abbildung 43: Eingeschweißte Rippen in eine vakuumkonsolidierte CF/PEEK-Slatschale

Das Vogelschlagverhalten des Demonstrators (Abbildung 44) wurde entsprechend der industriellen Spezifikation durch den Beschuss mit einem 4-lbs-Kunstvogel validiert. Erst ab einer Impakt-Geschwindigkeit von 205 m/s traten Laminatbruch und Delaminationen in der Schale auf (Abbildung 45 weiße Begrenzungslinien). Die Stützwirkung der Schale war so groß, dass die aerodynamische Form und die Funktionalität nahezu vollständig erhalten blieben. Auch die Get-Home-Loads konnten mit dieser Struktur noch gewährleistet werden. Die Ergebnisse, das Bauteil und das Verfahren wurden bei Airbus mit TRL 5 eingestuft.

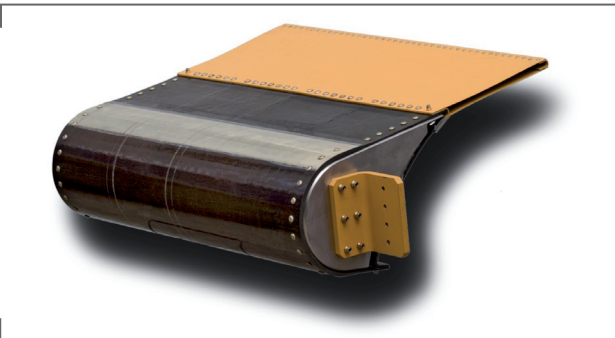


Abbildung 44: Demonstratorbauteil eines thermoplastischen Slats



Abbildung 45: Beschussbild (Kunstvogel, 4 lbs, 205 m/s)

2.1.3 Monolithische und hybride Hochleistungsstrukturen für Luftstrahlantriebe

Im Bereich der Verdichtertechnologie für Luftstrahlantriebe besitzt das DLR eine durchgängige Prozesskette, in der die Werkstoff- und Strukturtechnologie von den Instituten BK und WF abgedeckt wird. In diesem Kontext wird im Zusammenspiel der Institute WF und BK die für Verdichter relevante Materialpalette vom FVK, über Titan bis hin zu Titan-Aluminiden und deren wesentliche Verarbeitungs- und Fügeverfahren abgedeckt. Aufbauend auf der konsequenten Behandlung der gesamten Prozesskette hat das Institut im Berichtszeitraum im Zusammenspiel mit dem Institut für Antriebstechnik seine Fähigkeit zur Auslegung von Verdichter-Komponenten ausgebaut. Dies ist die Voraussetzung zur erfolgreichen Entwicklung von Hochleistungsstrukturen. Die Forschungsschwerpunkte lagen in der Entwicklung von gekoppelten Auslegungsmethoden, von hybriden Bauweisen für Verdichterschaufeln und die Entwicklung eines einstufigen Hochleistungsverdichters. Mit seinem Kompetenzprofil sichert sich das Institut einen zentralen Platz in der Triebwerksforschung des DLR.

Gekoppelte Auslegungsmethoden

Grundlage für die Entwicklung von neuen Verdichterbauweisen sind leistungsfähige numerische Werkzeuge bzw. deren Vernetzung/Koppelung untereinander. Die für metallische Schaufeln verfügbaren Auslegungswerkzeuge mussten aufgrund der werkstoffhybriden Bauweisen in Verbindung mit dem komplexen Wide-Cord-Design erweitert werden. Neben der Festigkeitsberechnung fiel darunter auch die dynamische Strukturabstimmung speziell für Materialübergänge. In Zusammenarbeit mit dem Institut für Antriebstechnik (AT) wurden im Berichtszeitraum die gekoppelten Auslegungswerkzeuge weiterentwickelt. Die Forschungsarbeiten stützen sich auf den am Institut AT entwickelten genetischen Optimierungsalgorithmus. Ausgehend von einer anfänglich sequentiellen aerodynamischen Auslegung

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

am Institut AT und einer strukturmechanischen Auslegung am Institut BK, wurden im Berichtszeitraum die numerischen Werkzeuge so integriert, dass eine gekoppelte aerodynamisch-strukturelle Analyse durchgeführt werden kann. Kernaufgabe von BK war und ist die Entwicklung und Integration von strukturmechanischen und faserverbundspezifischen Modulen und, in Zusammenarbeit mit dem Institut WF, die Implementierung von werkstoffspezifischen Materialmodellen. Zudem wurden Netzgeneratoren, Transformationsroutinen und Verfahren zur verbesserten Netztopologie entwickelt. Inzwischen ist die Entwicklung so weit vorangeschritten, dass eine zur Fertigung geeignete Schaufelgeometrie direkt im Anschluss an die Optimierung an die Werkstätten als CAD-Modell übergeben werden kann. Die entwickelten Prozeduren können mit den kommerziell verfügbaren FE-Tools kombiniert werden.

Die numerische Werkzeugplattform ist Grundlage für die nachfolgenden Hardwareentwicklungen und wird aus den Ergebnissen der Validierungszyklen kontinuierlich weiterentwickelt.

Hybride Niederdruckverdichterschaufel

Beginnend im Jahr 2004 mit dem Projekt „Niederdruckverdichter hohen Druckverhältnisses in Leichtbauweise (NDV 4.5)“ wurden die Kompetenzen und Werkzeuge zur Auslegung und Berechnung, sowie zur Fertigungstechnologie von Faserverbundschauflern bzw. hybriden CF-PEEK/Titan-Schauflern aufgebaut (Abbildung 46). Der Hybridaufbau ergab sich aus den mechanischen Anforderungen und aus der Notwendigkeit einer erosions-, FOD- und vogelschlagbeständigen metallischen Schaufelvorderkante. Die Herausforderung bestand in der Auslegung und Modellierung der Verbindung zwischen Metall und Faserverbundwerkstoff. Die Materialübergänge wurden durch kombinierte Verwendung von Schalen- und Vollkörperelementen in der FE-Analyse idealisiert, um sowohl dem FV-Werkstoff als auch dem monolithischen Titan Rechnung zu tragen. Darauf aufbauend wurde ein hybrides Schaufeldesign entwickelt, das die folgenden drei Randbedingungen erfüllt: Möglichkeit der Verbindung der Schaufeln mit der Scheibe über ein Linearreißschweißverfahren, Reduktion der Schaufelfußkräfte bzw. der Materialbelastung durch Leichtbau, Umsetzung einer komplexen Schaufelgeometrie zur Einsparung von Verdichterstufen im Niederdruckteil des Triebwerks. Die Auslegung wurde durch Versuche auf dem Shaker verifiziert.

Abbildung 46 zeigt oben das hybride Strukturkonzept, das zugehörige Stereolithographiemodell und die FEM-Berechnung der Lastsituation im Vergleich zur monolithischen Titanvariante. Die Lastreduktion im Titanblatt und im Schaufelfuß ist deutlich zu erkennen.

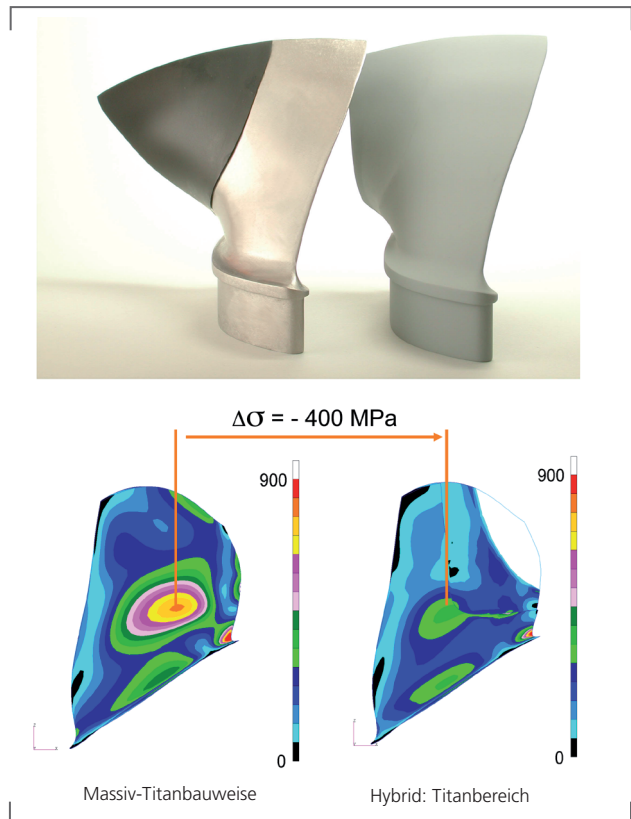


Abbildung 46: Hybrides Fanblatt, Stereolithographiemodell und FEM-Simulation der Lastsituation im Vergleich zur Volltitanbauweise (NDV 4.5)

Unter Berücksichtigung der Anforderungen im Hinblick auf Erosion, FOD und Vogelschlag und der damit verbundenen Trajektorien von in das Triebwerk eindringenden Objekten wurde die Trennlinie zwischen Titan und CF-PEEK auf der Druckseite so gelegt, dass die Objekte immer nur den Titanteil der Schaufel als ersten Auftreffpunkt erreichen konnten. Durch eine zweite, weiter stromauf liegende Linie auf der Saugseite ergab sich eine Schäftungsfläche, über die die CF-PEEK-Fahne an die Titan Vorderkante angebunden wurde. Die Anbindung erfolgt ohne den Einsatz zusätzlicher Kleber direkt während der Konsolidierung der Einzellagenzuschnitte. Experimentelle dynamische Untersuchungen des Materialüberganges ergaben eine Modifikation des Interfaces, die eine Einbettung der auslaufenden Titanspitze in das CFK vorsieht, um die vorzeitige Entstehung von Rissen am Übergang zu vermeiden. Um hier weitere Verbesserungen zu erreichen, wurde und wird bezüglich der Modifikation der Grenzfläche intensiv mit WF zusammengearbeitet.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Thermoplastisches Leitgitter

Die Erfahrungen aus der Berechnung und Herstellung von gekrümmten FV-Strukturen mit veränderlicher Dicke aus der Entwicklung der Niederdruckverdichterschaukel flossen in das EU-Projekt Vital zur Entwicklung eines lasttragenden thermoplastischen CF-PEEK-Leitgitters (Outer Guide Vane, OGV) ein (Abbildung 47).

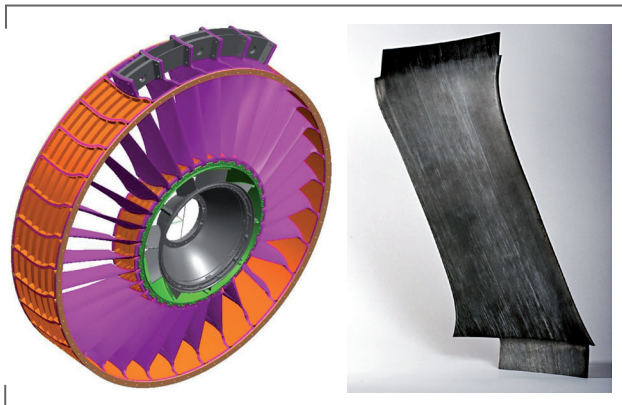


Abbildung 47: Links: DLR OGV-Studie. Rechts: CF-PEEK Blatt

Die alternativ zur duromeren Variante der Konsortialpartner entwickelte Bauweisenvariante gründete auf der presstechnischen Herstellung des circa 70 cm langen Blattes aus unidirektionalem CF-PEEK in Near-Net-Shape-Qualität. Aus zugeschnittenen Einzellagen wird ein gehefteter Vorkörper so in eine Vorheizstrecke eingespannt, dass nach Vorwärmung mit Infrarotheizung eine direkte Zuführung in ein Pressgesenk einer Heißpresse erfolgt. Die Konsolidierung des Werkstoffs und die Formgebung des Profils erfolgten somit in einem Arbeitsgang bei Temperaturen bis 400 °C. Der folgende erfolgreich bestandene Strukturtest bestand im Nachweis ausreichender Tragfähigkeit hinsichtlich mittelbar wirkender Belastungen, hervorgerufen durch einen Blattverlust und damit verbundener großer Gehäusedeformationen. Zusammen mit Volvo Aeroengines und anderen internationalen Partnern konnte damit die thermoplastische Bauweise direkt einer duromeren gegenübergestellt werden. Der Vorteil der thermoplastischen Bauweise wird bei der Integration des Leitgitters in das Triebwerk deutlich. Im Gegensatz zur duromeren differentiellen Bauweise sieht die thermoplastische Lösung des Instituts im Außen- und Innenring zwischen den Blättern Kurzfasern-CF-PEEK-Taschen vor, die eingeschweißt werden und gleichzeitig als Toleranzausgleich vorgesehen sind. Damit ist die Herstellung eines einteiligen, integralen Bauteils realisierbar. Diese CF-PEEK-Taschen wurden in einem Press-Spritzverfahren aus geschreddertem CF-PEEK aus den Schnittresten der Einzellagen für die Schaufeln hergestellt. Dieses Vorgehen wurde gewählt,

um einerseits den Materialabfall so gering wie möglich zu halten und um andererseits die materialtechnische Kompatibilität der Verbindungszone zum CF-PEEK-Blatt sicherzustellen. Das Bauweisenkonzept des Instituts zeigt zudem das experimentell zusätzlich nachgewiesene Potenzial für eine Voll-CFK Lösung, wie sie derzeit für die duromere Blattvariante nicht vorliegt. Die Ringstruktur des Gehäuses entsteht dabei durch Kombination der einzelnen Blätter zum vollständigen OGV (Abbildung 48).

Derzeit findet die DLR-Bauweise Eingang in die produktionstechnischen Forschungsarbeiten im ZLP Augsburg. Ziel ist die Entwicklung von Technologien für die wirtschaftliche Herstellung von 40.000 Blättern im Jahr.

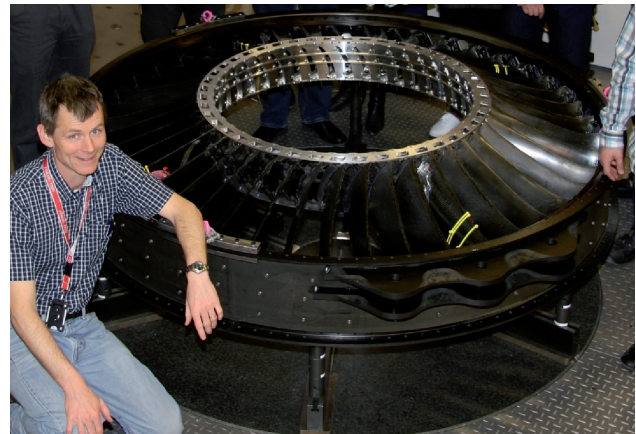


Abbildung 48: Komplettiertes OGV (Quelle: Volvo)

Der einstufige Hochleistungsverdichter

Mit dem Projekt AeroLight übernahm das Institut die Führung einer sehr anspruchsvollen Kooperation zwischen den Instituten BK, WF, AT und AE (Aeroelastik). Zielsetzung ist die Realisierung eines einstufigen Verdichters mit einer im Vergleich zu heutigen Verdichterstufen 1,7-fach höheren Leistung bei möglichst geringem Strukturgewicht. Damit soll zukünftig die Reduktion der Anzahl der Verdichterstufen möglich werden, ohne sicherheitstechnische oder wirtschaftliche Nachteile zu generieren. Die Konzeption, der Bau und der Test eines Verdichterrotors in einer völlig neuen Bauweise erfolgte unter Einbindung aller im DLR verfügbaren Fachdisziplinen auf dem Gebiet der Verdichterauslegung.

Unter Begleitung des industriellen Partners MTU Aero Engine GmbH wurde die aerodynamische Form der Schaufeln und die Bauweise des Rotors auf der Basis der gekoppelten Auslegungs- und Analysesoftware entwickelt. MTU Aeroengines übernahm

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

dabei die Aufgabe der Beratung und der Querprüfung der Ergebnisse der DLR-internen Auslegung mit deren hauseigenen industriellen Tools. Für die Auslegung des Verdichterrotors auf der Basis der Titanlegierung Ti6242, wurden die gekoppelten numerischen Auslegungswerkzeuge konsequent weiter entwickelt.

Die Bauweise zeichnet sich durch die axiale Teilung des Rotors in drei einzelne Scheiben aus, die durch einen Lötprozess nach der Vorbearbeitung zu einem einteiligen Rotor zusammengefügt werden (Abbildung 49).

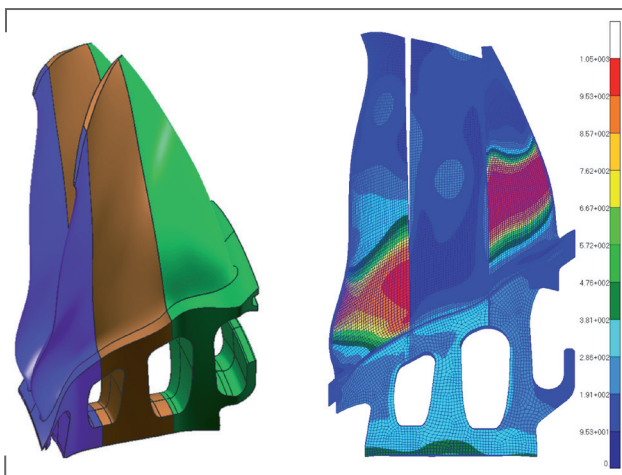


Abbildung 49: Bauweisenkonzept des Rotors und Aufspaltung des Rotorblatts bei Überlast

Die Teilung dient der gezielten Fragmentierung des Rotors im Berstfall entlang der Fügeflächen in ausreichend kleine Bruchstücke, die trotz der hohen Verdichterleistung durch ein konventionelles Containment gehalten werden können. Die Erfüllung dieser Rahmenbedingung ist Voraussetzung für eine mögliche Produkteinführung dieser Bauweise. Zudem eröffnet die Segmentbauweise die Möglichkeit, zusätzliche Funktionen wie Kanäle zur Medienführung oder Sensorik zu integrieren. Für die Fügung der Scheibensegmente aus Ti6242 wurde am Institut WF der Lötprozess auf der Basis von Lötfolien der AgCu-Legierung AG401 entwickelt. Die Qualität der Lötung wurde durch ein Probenprogramm und durch die Herstellung eines Subscale-Rotors und eines Full-Scale-Rotorsegments über gängige mechanische, mikroanalytische und zerstörungsfrei durch hochauflösende Röntgen- und CT-Analysen nachgewiesen. Damit standen entsprechende Daten für die Dimensionierung der Fügung des Rotors zur Verfügung. Durch lötprozessgerechte konstruktive Gestaltung in kritischen Bereichen des Rotors konnte neben der vierfachen Steigerung anfänglicher Zugfestig-

keiten die Streuung der Festigkeitswerte der Fügung signifikant reduziert werden. Dynamische Wechselfestigkeitswerte ($R=-1$) von bis zu 290 MPa wurden erreicht.

Im Rahmen der Herstellung des Demonstratorrotors wurde zusätzlich ein wirtschaftlich attraktives Fertigungskonzept entwickelt, das aus der Vorkonfektionierung der Segmente durch 3D-Wasserstrahlschneiden und dem Oberflächenfräsen auf Endkontur nach der Verlötung besteht. Ein Kostenvergleich zwischen den verschiedenen konventionellen und diesem neu entwickelten Fertigungsablauf ist derzeit in Arbeit, sodass in absehbarer Zeit belastbare Kosten und Bearbeitungszeiten zum Vergleich und zur Bewertung vorliegen.

Mit den entwickelten Verfahrenstechniken wurde im Jahre 2012 ein testfähiger Rotor hergestellt (Abbildung 50). Die Herstellung des Demonstrators dokumentiert, dass das DLR durch die interdisziplinäre Zusammenarbeit der jeweiligen Institute und der Bündelung der numerischen Werkzeuge in der Lage ist, eine neue, auch unkonventionelle Verdichterbauweise entlang der gesamten Prozesskette bis zur testfähigen Hardware zu entwickeln. Das Institut BK spielt dabei in der strukturellen Auslegung und der Darstellung der Hardware die Schlüsselrolle. Der Nachweis der Funktionalität des Verdichters wird Ende 2012 auf dem DLR-Verdichterprüfstand am Institut AT in Köln/Porz geführt werden.



Abbildung 50: Segmentierter einstufiger Verdichter aus Ti6242

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

2.1.4 Produktionstechnologie

2.1.4.1 Das Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP)

Prognosen rechnen mit einer Verdopplung des Luftverkehrsaufkommens innerhalb der nächsten zwei Jahrzehnte. Aktuelle Flugzeugprogramme wie die Boeing 787 und der Airbus A350 XWB zielen auf einen CFK-Anteil von über 50 % des Strukturgewichts. Bei einer derzeitigen Produktionsrate der A320-Familie von 40 Flugzeugen im Monat fallen dabei zukünftig im Jahr mehr als 40.000 Spante, 100.000 Stringerelemente, 1.920 Flügelhalbschalen etc. in CFK-Bauweise an. Der harte Konkurrenzkampf in der Luftfahrtindustrie und die Preisvorstellungen der Airlines erfordern vorrangig die Entwicklung wirtschaftlicher Strukturösungen. Um im Wettbewerb mit Aluminiumleichtbauweisen im Marktsegment der Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge bestehen zu können, müssen CFK-Strukturen wirtschaftlicher produziert werden. Dazu muss zum einen der Werkstoff CFK durch CFK-spezifisches Design besser genutzt werden. Zum anderen gilt es, neue automatisierte CFK-spezifische Produktionstechnologien und Qualitätssicherungsmethoden zu entwickeln, die die geforderte Taktzeit und Qualität erreichen lassen.

Das DLR forscht seit den 1970er Jahren an Faserverbundleichtbauweisen und hat sein Kompetenzprofil dazu konsequent ausgebaut. Ende der 1990er Jahre wurde deutlich, dass die Potenziale von Faserverbundwerkstoffen ohne die Komplettierung der Prozesskette durch die automatisierte Produktionstechnologie nicht vollständig ausgenutzt werden können und eine wirtschaftliche Herstellung von FVW-Bauteilen in größeren Volumen nicht möglich ist.

Um dieser Herausforderung gerecht zu werden, hat das DLR im Berichtszeitraum das Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP) an den beiden Industriestandorten der Luft- und Raumfahrt Stade und Augsburg gegründet. Das ZLP Stade ist Teil des Instituts für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA) in Braunschweig, das den Schwerpunkt CFK im ZLP gesamt fachlich führt. Das ZLP Augsburg ist als Abteilung in das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung in Stuttgart integriert. Das Institut für Robotik und Mechatronik (RM) bringt als strategischer Partner ein umfangreiches Kompetenzprofil zur Robotik mit ein. Beide Standorte ergänzen das Forschungsportfolio der Mutterinstitute BK und FA um die Produktionstechnologie. Die fachliche Entwicklung der beiden Standorte erfolgt technologisch komplementär entlang einer gemeinsamen fachlichen Strategie. Die folgende Tabelle fasst die komplementären wissenschaftlichen Hauptlinien der jeweiligen Standorte des ZLP in der CFK-Technologie zusammen.

DLR-Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP)

ZLP Augsburg	ZLP Stade
Vakuumtechnologie	Autoklavtechnologie
Trockenes Ablegen großflächiger CF-Textilien	Parallelisiertes Fiber- und Tape-Placement (Prepreg, DFP)
Robotik und Mechatronik	Prozesssimulation
Produktionsintegrierte Qualitätssicherung	Werkzeuge

Tabelle 2: Komplementäre wissenschaftliche Hauptlinien des ZLP in Augsburg und Stade

2.1.4.2 Produktionsforschung im Industriemaßstab am Standort Augsburg

Der Aufbau des ZLP Augsburg wird mit einem Volumen von 31 Millionen Euro durch den Freistaat Bayern, die Stadt Augsburg und über den Pakt für Innovation und Forschung durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie gefördert.

Mit Beginn der Förderung im Jahre 2009 hat das ZLP Augsburg seinen Betrieb aufgenommen. Die Kernaufgaben der heute 24-köpfigen Belegschaft aus den Instituten BK und RM sind die Konzeptionierung und Begleitung des Neubaus im Innovationspark Augsburg auf dem Universitätscampus, die Entwicklung der zentralen Roboteranlage zusammen mit dem Kooperationspartner KUKA und der Aufbau der wissenschaftlichen Arbeiten zu den grundlegenden Technologien der robotergestützten Produktion und der produktionsintegrierten Qualitätssicherung. Der Neubau und der Aufbau der Robotikinfrastruktur wird bis Mitte 2013 abgeschlossen werden.

Wissenschaftliche Ziele

Mit den avisierten Kompetenzen und Forschungsarbeiten entwickelt das ZLP Augsburg Basistechnologien der automatisierten Produktion, die zur Erreichung der folgenden industriellen Ziele beitragen werden:

- Verkürzung von Entwicklungszeiten
- Senkung der Produktionskosten
- Steigerung der effektiven Ablegeraten
- Verbesserung der Bauteilqualität

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Das im Aufbau befindliche Forschungsportfolio gliedert sich in die folgenden vier Themenbereiche:

- Automatisierte Produktion von großen CFK-Strukturen durch Ablegen von trockenen CFK-Textilien und Vakuuminfiltration
- Automatisierte Produktion von präzisen, komplexen Komponenten in großer Stückzahl
- Automatisierte Komponentenmontage
- Produktionsintegrierte Qualitätssicherung

Entlang dieser vier Forschungsschwerpunkte und auf der Basis der Multifunktionalen Roboterzelle (MFZ) und der damit verbundenen durchgängigen CFK-Prozesskette werden die folgenden Forschungsschwerpunkte aufgebaut:

- Mechatronische Handhabungssysteme
- Kooperierende, hochpräzise Robotersysteme
- Technologien zur sicheren Roboter-Mensch-Interaktion
- Prozessintegrierte, automatisierte zerstörungsfreie Analysemethoden und Auswertetools

Mit der MFZ und der damit verbundenen durchgängigen Produktionsprozesskette hat das DLR in Deutschland ein Alleinstellungsmerkmal in der anwendungsorientierten Forschung. Das ZLP hat damit die einzigartige Möglichkeit, Einzelmodule der Produktionslinie im Kontext der ganzen Prozesskette zu entwickeln und zu bewerten. Damit ist auch die Basis für Wirtschaftlichkeitsanalysen der Prozesskette und der Einzeltechnologien geschaffen. Mit ihrer auf Flexibilität bezüglich Verfahren und Bauteilgeometrie und ihrer auf Industrienähe ausgelegten Grundkonzeption bietet die MFZ eine ideale Kooperationsplattform für Partner aus Industrie und Forschung.

Die Multifunktionale Roboterzelle MFZ

Das Konzept der multifunktionalen Zelle wurde in enger Zusammenarbeit mit der Kuka Systems GmbH entwickelt (Abbildung 51). Wesentlicher Bestandteil der 29 x 15 m großen Kernanlage sind Hang-Down-Roboter (linear und mehrachsig), die über ein neuartiges externes Führungssystem gesteuert werden. Mit dieser Konfiguration können Bauteile beliebiger Dimension innerhalb der Zellenabmessungen hochgenau prozessiert werden. Die Zelle ist in bis zu vier Quadranten aufgeteilt, die separat betrieben werden können und damit auch einen parallelen Betrieb für die Entwicklung unterschiedlicher Technologien erlauben. Zudem unterstützt eine industrie-

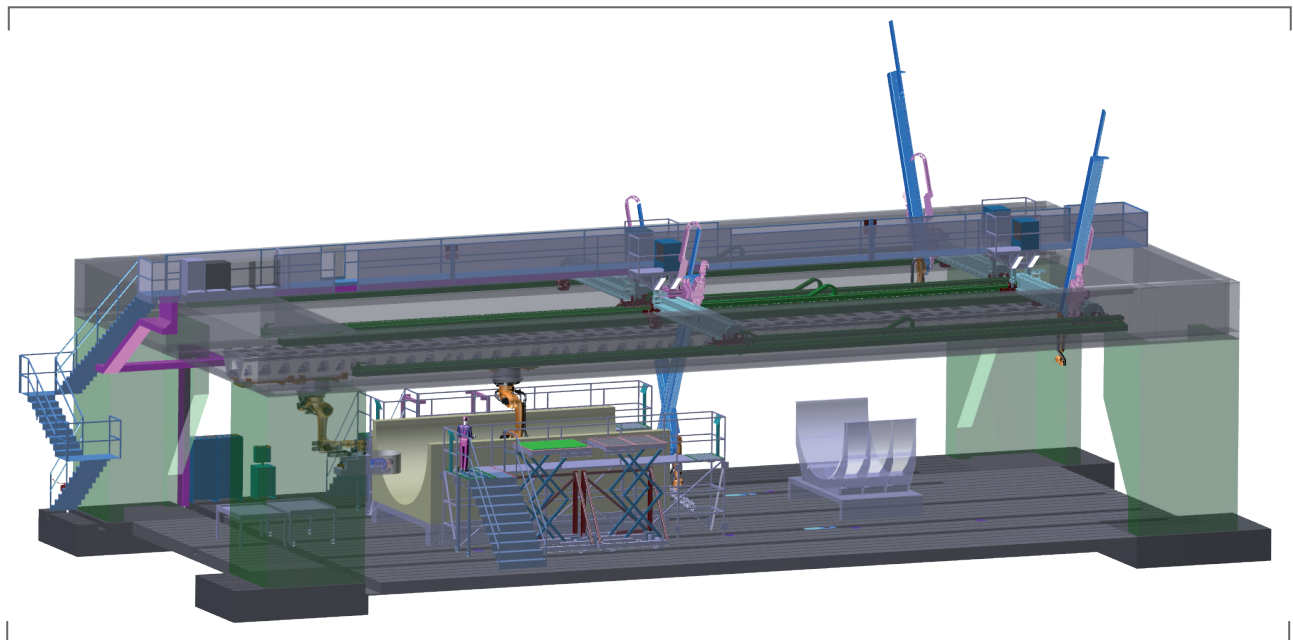


Abbildung 51: Konzept der MFZ-Anlage

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

konforme Klimatisierung den schnellen Transfer der Ergebnisse in die industrielle Anwendung. Im Vorlauf der MFZ-Kernanlage ergänzen ein automatisiertes Zuschnittssystem, im Nachlauf ein noch in der Entwicklung befindliches automatisiertes Vakuumaufbausystem und ein Wärmebehandlungsöfen die durchgängige Prozesskette. Zur Prozessierung von thermoplastischen Werkstoffen wird die Infrastruktur mittelfristig um die spezifische Verfahrenstechnik ergänzt werden.

Mechatronische Handhabungssysteme

Für Aufnahme, Transport und Ablage biegeschlaffer CFK-Halbzeuge sind materialschonende Greifer nötig. In einem ersten Schritt hat sich das Institut auf das Wirkprinzip der Vakuumgreifer konzentriert. In Zusammenarbeit mit Kooperationspartnern wurde bereits ein segmentierter, 1D-formadaptiver Streifengreifer mit integriertem Thermalfixierer entwickelt, der biegeschlaffe Zuschnitte bis zu 1,4 m x 2,0 m Größe aufnehmen und in einfach gekrümmte Formen ablegen kann (Abbildung 52).

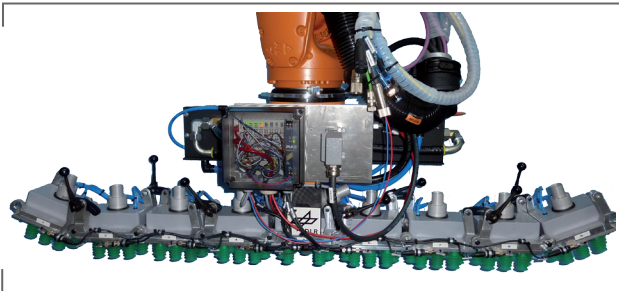


Abbildung 52: Streifengreifer als Endeffektor

Neben der Entwicklung der Hardware arbeitet das Institut auch an Fragestellungen zur Ansteuerung der Vakuumelemente, der Interaktion mit dem Gewebe, der Luftvolumenströme, des Energieverbrauchs und auch an alternativen Wirkprinzipien. Entlang des Aufbaus der Themenfelder werden mittelfristig auch Greifersysteme mit integrierter Sensorik einbezogen, die am DLR-Institut für Robotik und Mechatronik für die Raumfahrt entwickelt wurden.

Robotik für die CFK-Produktionstechnik

Schwerpunkt der Forschungsarbeiten sind die Integration von Robotern in die Prozesskette der CFK-Bauteilherstellung und damit verbunden die Roboterdynamik, die Robotersteuerung und die Sensorintegration. Dabei wird eine industriennahe Plattform geschaffen, um Prozesse universell abzubilden und einen schnellen Transfer von Technologien auf industrielle Produktionsanlagen zu ermöglichen.

Um die Genauigkeitsanforderungen im Bereich von 0,2 mm zu erfüllen, arbeitet das Institut an einem externen Roboterführungssystem auf der Basis einer Positions- und Orientierungssensorik, das höhere Bahntreue und Positioniergenauigkeit bei mittlerer Dynamik erlauben wird. Die darauf aufbauenden Forschungsarbeiten zu Kooperationsstrategien für Ablegeroboter haben zum Ziel, den schnellen und präzisen Ablegeprozess großer textiler Halbzeuge zu realisieren. Erste Erfolge dieser Arbeiten waren Ende 2011 das schadensfreie Ablegen eines trockenen CFK-Textilhalbzeugs durch zwei mit eigenentwickelten Sauggreifern bestückte Roboter und die Interaktion mit dem Operator (Abbildung 53 und 54).

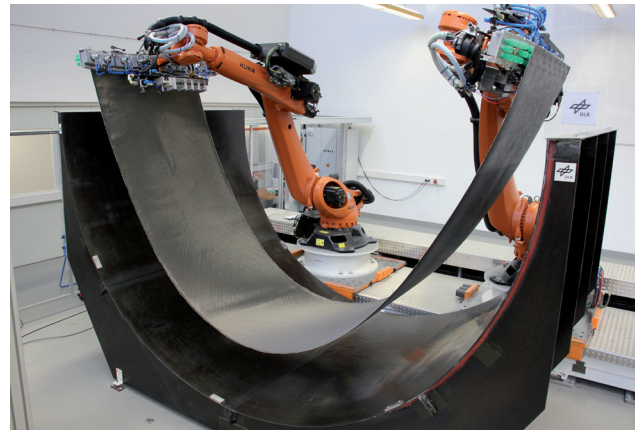


Abbildung 53: Kooperierende Roboter

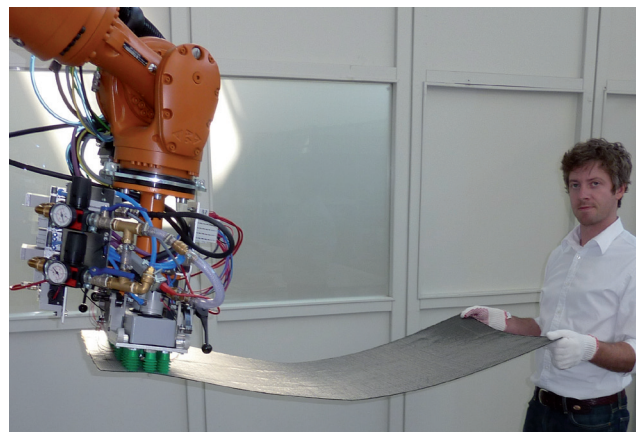


Abbildung 54: Mensch-Roboter Kooperation

Prozessintegrierte Qualitätssicherung

Um eine negative QS-Bewertung am Ende der Produktionswertschöpfungskette zu vermeiden, wird am Institut ein produktionsintegriertes QS-System entwickelt, das im Zusammenspiel unterschiedlicher Analysemethoden entlang des gesamten Produktionsprozesses die Qualität der Bauteilherstellung überwacht und den Fehler dort detektiert und behebt, wo er entsteht. Über die Kooperationsfähigkeit der Analyse-roboter mit den Produktionsrobotern und die Beschleunigung der Auswertzeit der Analyse(n) soll erreicht werden, dass Produktion und Qualitätssicherung phasengleich ablaufen. Derzeitige Arbeiten fokussieren auf Laserbasierte Systeme zur Positionierung (Abbildung 55) und zur Lagekontrolle (Schnittsensoren) und auf die Lock-in-Thermographie. Erste Ergebnisse der Forschungsarbeiten lassen die Position eines trockenen CFK-Halbzeugs mit der Genauigkeit von 0,4 mm bestimmen.



Abbildung 55: Laserbasierte Lagekontrolle in der Form

2.2 Faserverbundstrukturen für die Verkehrstechnik

Ziel des Instituts im Berichtszeitraum war es, technologische und numerische Methoden des Luftfahrzeugleichtbaus für boden- gebundene Fahrzeuge nutzbar zu machen. Im Rahmen der verfügbaren finanziellen Ressourcen im Themenfeld Verkehr war es jedoch nicht möglich, das Thema Faserverbund- und Hybridbauweisen substantiell auszubauen. Das Institut hätte mit erheblichem finanziellen Aufwand seine Kompetenzen auf z.B. schnellaushärtende Materialklassen und die entsprechende Anlagentechnik erweitern müssen, um auf die wirtschaftlichen Anforderungen der Automobilindustrie antworten zu können. Die Konzentration der Forschungsarbeiten auf Teilkomponenten des Fahrzeugs schien dem Institut ebenso nicht zielführend, da der Mehrwert für die Automobilindustrie mit ihren umfangreichen Arbeiten zum Leichtbau ganzer Fahrzeuge marginal erschien. In diesem Kontext hat das Institut entschieden, sich im Rahmen seines Kompetenzprofils und der verfügbaren Ressourcen im Bereich der Automobiltechnik auf die Entwicklung numerischer Methoden für das Crashverhalten von Faserverbundstrukturen zu konzentrieren. Für die Strukturkonzepte für den Zug der Zukunft fokussierte das Institut die crash- und impactgefährdeten Bereiche. Die im Folgenden dargestellten Arbeiten und Ergebnisse sind eingebunden in grundfinanzierte Projekte, die vom DLR-Institut für Fahrzeugkonzepte geleitet werden.

2.2.1 Crashverhalten von Faserverbundstrukturen für Automobile

Durch die zunehmende Auslegung von Automobil-Leichtbaustrukturen im Multi-Material-Design kommt den Fügungen, insbesondere unter Crashlast, eine besondere Bedeutung zu. Im Vordergrund der Forschungsarbeiten stand dabei die strukturelle Klebung. In diesem Zusammenhang wurde eine Methodik entwickelt, die mit geringem Prüfaufwand geeignete Werkstoffmodelle für die numerische Simulation der strukturellen Klebung von Kunststoffen unter Crashbelastung ermöglicht. Durch vergleichende numerische Untersuchungen konnte gezeigt werden, dass für schlagdynamische Belastungen Kohäsivzonenmodelle das größte Potenzial besitzen. Für die Validierung des numerischen Modells wurden spezielle taillierte, einschnittig geklebte Fügeproben und ein neues Probenaufnahmedesign entwickelt, die eine negative Beeinflussung der Dehnungs-

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

messung durch die Schockwelle bei der crashrelevanten hohen Prüfgeschwindigkeit vermeiden lassen. Beides führte zu wesentlich präziseren Kennwerten bei Prüfgeschwindigkeiten oberhalb von 1 m/s. Die neue Probenaufnahme und die in einem engen Toleranzband gemessenen Dehnungen sind in Abbildung 56 dargestellt. Auf der Basis der modifizierten Messtechnik und der daraus resultierenden präziseren Messdaten wird das Kohäsivzonen-Modell auf mehrachsige Lastfälle erweitert.

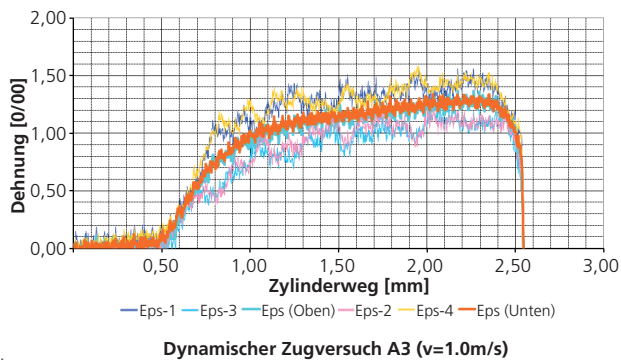


Abbildung 56: Steigerung der Messgenauigkeit bei hohen Dehnraten durch ein neues Probenaufnahmedesign

2.2.2 Bauweisen für den Zug der nächsten Generation

Schwerpunkt der Forschungsarbeiten am Institut im Themenfeld „Next Generation Train (NGT)“ waren neue strukturelle Konzepte für den Schutz des Führerhauses und der Zugspitze von Hochgeschwindigkeitszügen beim Impakt durch Steine, Eis und Lebewesen zu entwickeln. Aufbauend auf den numerischen und technologischen Expertisen aus den Flugzeugstrukturen wurde in Zusammenarbeit mit Partnern ein Demonstrator einer Zugspitze aus GFK mit infiltriertem Kettengeflecht entwickelt (Abbildung 57).

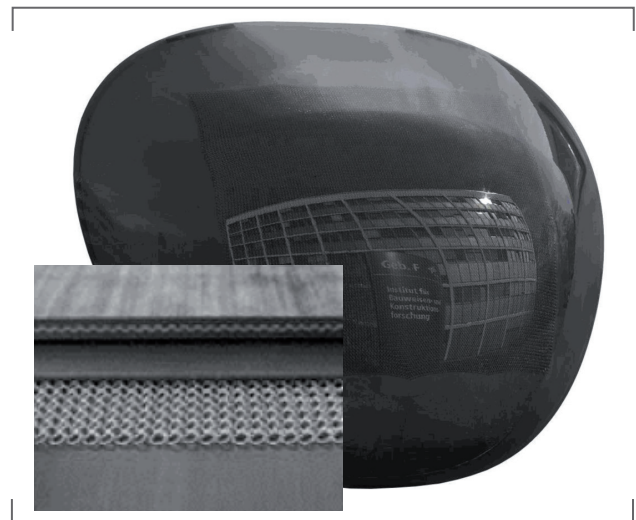


Abbildung 57: Kettengeflecht in einer CFK-Einbettung zur Vergrößerung der Impakt-Sicherheit

Der Lagenaufbau wurde so optimiert, dass neben der Impakt-sicherheit auch eine fehlstellenfreie Infiltration des hybriden Lagepakets realisiert werden konnte.

Neben der Strukturtechnologie arbeitete das Institut auch an einem neuen Konzept einer beweglichen Kupplung mit Abdeckung. Unter Einbezug der Rahmenbedingungen wie Sichtfeld und Position des Zugführers nach Norm, ein Bahnräume mit den nötigen Maßen nach Norm und dem Festigkeitsnachweis der Wandverstärkungen für den Kraftfluss wurde ein erstes crashtaugliches Kupplungskonzept entwickelt (Abbildung 58).

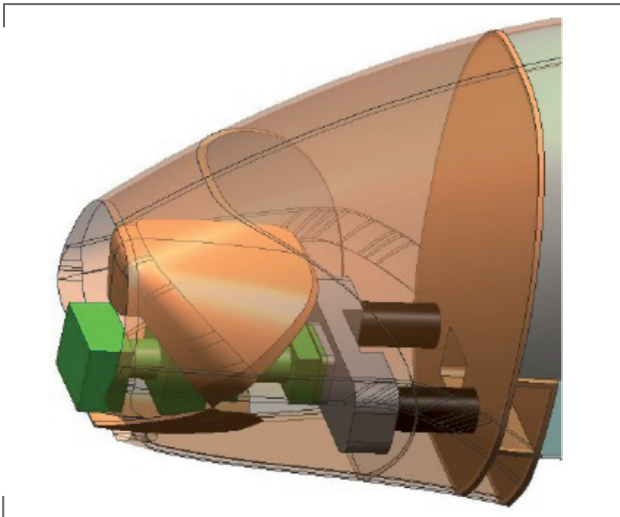


Abbildung 58: Vorschlag für die Kupplungsausführung

2.2.3 Faserkeramische Bremscheibe

Auch ein neues Bremskonzept auf der Basis faserkeramischer Werkstoffe ist Gegenstand der Forschungsarbeiten. Ziel ist es, mit einem kompakten Bremssystem Luftverwirbelungen im Unterbodenbereich des NGT zu reduzieren und damit den Gesamtluftwiderstand des NGT zu senken.

In diesem Zusammenhang werden nun neue keramische Bremscheiben entwickelt, die gegenüber den heute verfügbaren Faserkeramiken bei gleichzeitig verbesserter Tribologie und Festigkeit eine um 25 % verbesserte Wärmeleitung aufweisen. Bei gleichzeitig erhöhter Bremsleistung lässt sich damit der Bremscheibendurchmesser reduzieren. In Kooperation mit dem Institut für Flugzeugbau (IFB) der Universität Stuttgart wurden dazu Faservorkörper hergestellt, bei denen die Fasern über das Verfahren Tailored Fiber Placement TFP gezielt weitgehend frei wählbar orientiert werden können. In den nachfolgenden Prozessschritten RTM (Resin Transfer Molding), Pyrolyse und Flüssigsilizierung wird der Faserverbundkunststoff in eine C/C-SiC-Keramik umgewandelt. Ergebnis der Forschungsarbeiten zur Preform- und Prozessoptimierung ist ein erster Prototyp einer

TFP-C/C-SiC-Bremscheibe, die in den folgenden geplanten Arbeiten hinsichtlich ihrer mechanischen und tribologischen Leistungsfähigkeit geprüft wird. Abbildung 59 zeigt ein neues Bremskonzept auf der Basis der beschriebenen modifizierten Faserkeramiken.

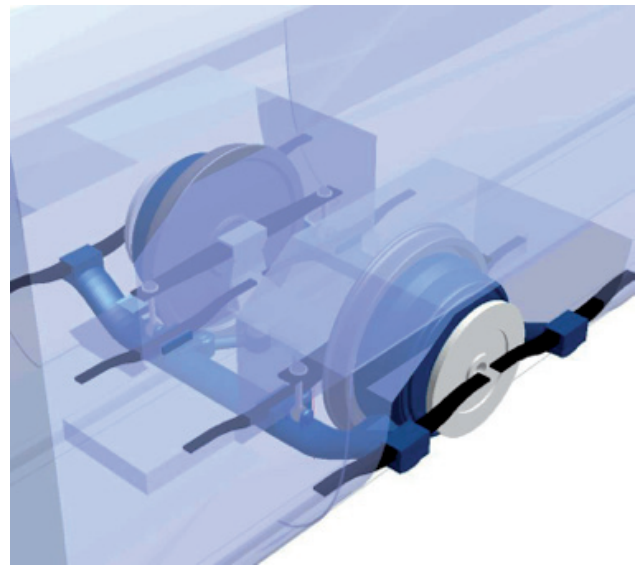


Abbildung 59: Bremskonzept für den NGT mit keramischer Bremscheibe (weiß) direkt neben dem Radantrieb (blau)

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

2.3 Hochleistungsstrukturen für die Raumfahrt

2.3.1 Entwicklung hochtemperaturstabiler und oxidationsstabiler CMC-Werkstoffe

Grundlage für die Entwicklung von Hochleistungsstrukturen für die Raumfahrt ist die am Institut entwickelte Technologie der Faserkeramikherstellung auf der Basis der Pyrolyse von CFK-Preformen und der Konvertierung in eine C-Faser verstärkte SiC-Keramik (C/C-SiC) durch Flüssigsilizierung (LSI-Verfahren).

Im Vordergrund der Forschungsarbeiten im Berichtszeitraum zur Materialentwicklung standen

- die Erweiterung der Werkstoffpalette für Hochtemperaturanwendungen und komplexe Bauteile
- die Entwicklung von Schädigungsmodellen und numerischen Werkzeugen zur Bauteilauslegung
- die Entwicklung der Wickeltechnik zur delaminationsfreien Herstellung von Faserkeramikbauteilen

C/C-SiC-Keramiken sind bei Anwendungen mit Temperaturen über 500 °C in oxidativer Umgebung in ihrer Lebensdauer begrenzt. Für potenzielle Anwendungen wie Orbitalantriebe ist diese Lebensdauereinschränkung nicht akzeptabel. Das Institut hat im Berichtszeitraum daher begonnen, zusammen mit Partnern, auf der Basis der Polymerinfiltration CMC-Varianten mit oxidationsstabileren SiC-, SiCN- und SiBNC-Fasern zu entwickeln. Auch die Untersuchung von LaPO₄-beschichteten SiC-Fasern war Gegenstand der Forschungsarbeiten. Die Forschungsergebnisse dokumentieren das enorme Potenzial dieser Werkstoffklassen, zeigen jedoch auch die Einschränkungen durch die verfügbaren Faserqualitäten auf.

Für Anwendungen wie Teleskoprohre und optische Bänke ist die Schadenstoleranz von C/C-SiC-Keramiken von untergeordneter Bedeutung. Im Vordergrund stehen hier vielmehr die gezielte Einstellung von physikalischen und mechanischen Eigenschaften und die machbare geometrische Komplexität. Aufbauend auf dem LSI-Prozess hat das Institut daher im Berichtszeitraum die biogenen Keramiken entwickelt. Sie gründen auf der Verwendung von cellulosehaltigen Werkstoffen wie z.B. Holz als Ausgangsmaterial für die Pyrolyse und dem anschließenden LSI-Prozess. Die große Variations- und Modifikationsbreite der Ausgangswerkstoffe lässt die biogenen SiC-Keramiken an das Anforderungsprofil der Zielapplikation anpassen. Durch die In-Situ-Fügung während des LSI-Prozesses können zudem komplexe Bauweisen mit lokal angepassten Werkstoffqualitäten hergestellt werden.

Für die Auslegung von zuverlässigen faserkeramischen Komponenten sind numerische Rechenmodelle Grundvoraussetzung. Die heute verfügbaren Codes tragen dem mechanischen Verhalten der CMCs jedoch noch nicht ausreichend Rechnung. Das Institut hat daher eine Methode entwickelt, CT-Aufnahmen mit numerischen und bruchmechanischen Analysen zu einem numerischen Werkzeug zu koppeln. In Zusammenarbeit mit dem Institut für Werkstoffforschung werden diese Methoden in den nächsten Jahren konsequent ausgebaut.

In der Verfahrenstechnik stellte sich bei großen, gekrümmten faserkeramischen Bauteilen die Delaminationsschädigung während der Pyrolyse als die größte Herausforderung dar. Das Institut hat daher einen Wickelprozess und ein zugehöriges numerisches Werkzeug entwickelt, welche die Herstellung von delaminationsfreien, rotationssymmetrischen Bauteilen wie Brennkammern oder Düsen ermöglichen.

Mit den Forschungsarbeiten im Berichtszeitraum adressierte das Institut die wichtigsten anwendungsorientierten Fragestellungen aus den Raumfahrtanwendungen. Die Ergebnisse der Arbeit finden direkt Einfluss in die Entwicklung von Raumfahrtstrukturen am Institut.

2.3.1.1 Werkstoff- und Prozessentwicklung

Kurz- und langfaserverstärkte Keramiken durch Flüssigsilizierung LSI

Beim Verfahren LSI werden Kohlenstofffasern als Prepreg oder als Faserbündel verarbeitet. Über verschiedene Formgebungsmethoden wie Autoklavtechnik, Warmpressen, Resin Transfer Molding (RTM), Vari-Verfahren oder Wickeltechnologie werden durch thermische Vernetzung faserverstärkte Duromere erzeugt. Durch einen anschließenden Pyrolyseprozess wird eine poröse Kohlenstoffmatrix erzeugt, deren Porosität über die Prozessführung eingestellt werden kann. Im anschließenden Silizierungsprozess, bei dem flüssiges Silizium in die Poren eindringt und mit der Matrix und den offen liegenden Fasern zu SiC reagiert, entstehen Verbundwerkstoffe mit relativ geringer Restporosität, je nach Formgebungsmethode zwischen 1 und 5 vol%. Die unterschiedlichen Gefüge sind in Abbildung 60 dargestellt. Je nach ausgebildeter Mikrostruktur werden Steifigkeit, Festigkeit sowie physikalische Eigenschaften wie Wärmeausdehnung oder Verschleißwiderstand entsprechend der gewünschten Anwendung eingestellt. Die in Abbildung 60 dargestellte Variante XB zeichnet sich durch einen hohen intakten Faseranteil in den Faser-Matrix-Blöcken aus, was zu einer hohen Festigkeit und Bruchzähigkeit führt. Im Gegensatz dazu kann durch die gleichmäßige Silizierung (Variante XD) ein hoher SiC-Gehalt erzeugt werden, der zu einem guten Verschleißverhalten führt.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

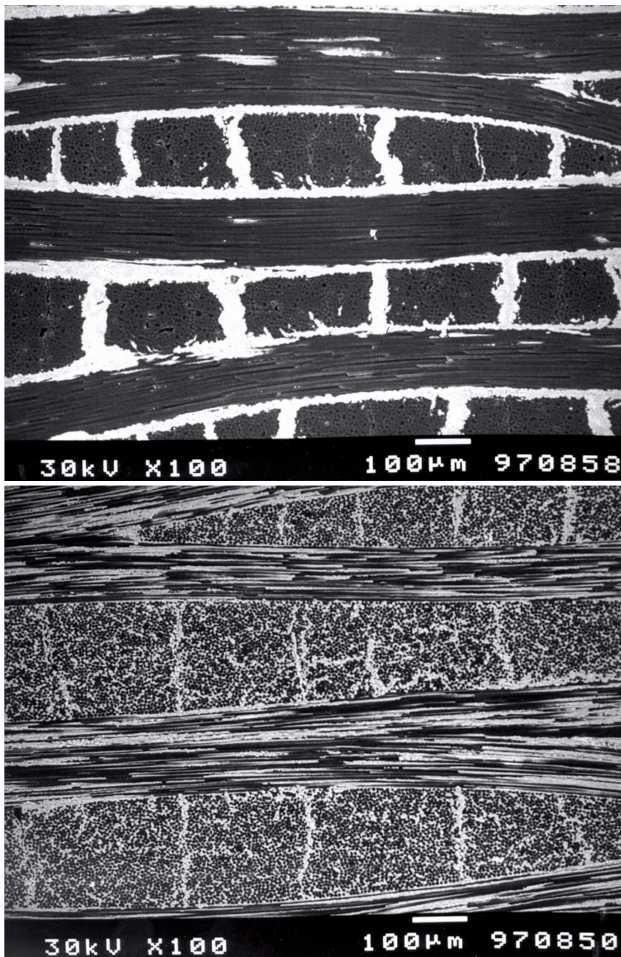


Abbildung 60: Gezielte Einstellung der Mikrostruktur langfaserverstärkter C/C-SiC-Werkstoffe mit blockweiser Silizierung (oben, Typ XB) bzw. gleichmäßiger Silizierung (unten, Typ XD) zur Anpassung der mechanischen Eigenschaften

Biogene SiC-Keramiken

Im Berichtszeitraum wurde das LSI-Verfahren erfolgreich auf die Herstellung sogenannter biogener SiC-Keramiken übertragen. Dabei wurden natürliche, zellulosehaltige Precursoren, wie zum Beispiel Holzmehl, mit Phenolharz getränkt und durch Verpressen oder RTM zu einem Vorkörper verarbeitet. Im anschließenden Pyrolyseschritt wird ein poröser Kohlenstoffkörper erzeugt, der durch Silizierung zur SiC-Keramik konvertiert wird. Die einfache Prozessführung erlaubt es, weitere Zweitphasen wie Pechfasern und Aktivkohle einzubringen, um physikalische und mechanische Eigenschaften gezielt zu beeinflussen. Neben

den kostengünstigen Ausgangswerkstoffen zeichnet sich das Verfahren dadurch aus, dass komplexe Geometrien durch bekannte Verfahren der Pressholzherstellung in net-shape-Qualität hergestellt werden können. Der finale Keramisierungsprozess macht keine oder nur eine geringe Nachbearbeitung erforderlich, die isotrope Pyrolyseschrumpfung von 20 % kann unproblematisch in die Konstruktion einberechnet werden. Damit sind SiC-Bauteile wirtschaftlich herstellbar, die mit klassischen Sinterprozessen nicht zu realisieren sind. In Abbildung 61 sind vier verschiedene Werkstoffvarianten dargestellt, die sich insbesondere durch ihren Rest-Si-Gehalt unterscheiden. Über Variation der Rohstoffkomponenten und Herstellungsparameter (Verdichtungsgrad) können unterschiedliche Gefüge in den Werkstoffen eingestellt werden. Zur Erzielung eines guten Impaktverhaltens wird beispielsweise ein möglichst hoher SiC-Gehalt angestrebt, während bei hochsteifen Strukturen auch Restkohlenstoff oder C-Kurzfasern im Gefüge zulässig sind.

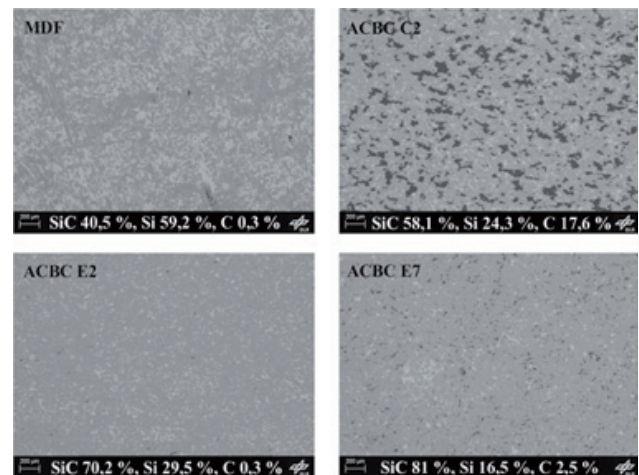


Abbildung 61: Typische Mikrostrukturen verschiedener SiSiC-Varianten. Die schwarzen Bereiche repräsentieren freien Kohlenstoff, die dunkelgrauen Bereiche sind SiC, die hellen Bereiche freies Si.

In Abbildung 62 sind die verschiedenen Porennetzwerke der unterschiedlichen Werkstoffvarianten vor der Silizierung mit Hilfe von CT-Messungen dargestellt. Das Institut hat unter Verwendung der Computertomographie eine Systematik entwickelt, mit der die Porenmorphologie direkt der Konvertierungsrate der C-Basisstruktur in SiC zugeordnet werden kann. Die quantitative Berechnung der offenen Porosität, der Größe und Verteilung der Poren sowie der Wandstärken ermöglicht in Kombination mit der Phasenanalyse nach der Silizierung eine genaue Interpretation des Siliziervorgangs und dient der Entwicklung der Prozessparameter.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

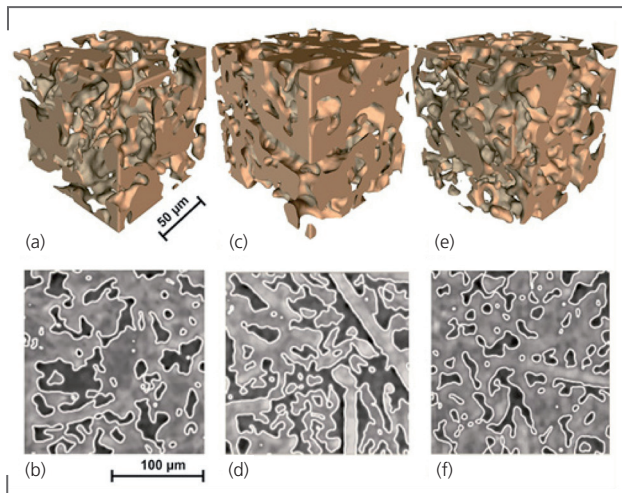


Abbildung 62: Porenstruktur verschiedener biogener Keramiken nach der Pyrolyse und vor der Silizierung. (a), (c) und (e) zeigen das 3D-Porennetzwerk, während (b), (d) und (f) einen 2D-Schnitt von drei Werkstoffvarianten (a,b), (c,d) und (e,f) darstellen.

Herstellung SiC-basierter Verbundwerkstoffe über das Polymerinfiltrationsverfahren

Neben dem LSI-Verfahren wurde in den letzten Jahren das Polymerinfiltrationsverfahren (PIP-Verfahren) als zentrales Herstellverfahren für Faserverbundkeramiken am Institut weiterentwickelt. Das PIP-Verfahren eignet sich besonders, um Verbundwerkstoffe herzustellen, die mit SiC(BN)-Fasern, hochwärmeleitfähigen C-Fasern oder oxidischen Fasern verstärkt werden, da diese Fasern beim Silizierprozess stark geschädigt würden. In den vergangenen Jahren wurden über die PIP-Route Verbundwerkstoffe entwickelt, bei denen sowohl kommerziell erhältliche oxidische und nichtoxidische Fasern (Nextel, C, SiC) als auch Entwicklungsfasern aus dem Phasensystem Si-C-N verarbeitet wurden. Als Matrix wurden polymere Precursoren auf der Basis von Silazanen und Siloxanen eingesetzt, die teilweise mit Füllstoffen modifiziert wurden. Die Schwerpunkte der Arbeiten lagen in der Entwicklung geeigneter Fertigungsprozesse, dem Einsatz neuer Faserbeschichtungen und der Herstellung von Verbundkörpern zur Werkstoffcharakterisierung und Bauteilerprobung bei hohen Temperaturen und zum Teil auch unter oxidierenden Bedingungen.

Bestehende Polymerinfiltrationsprozesse für die Grünkörperfertigung konnten angepasst und die Faserwickeltechnik zur Herstellung von Faserpreformen als neues Verfahren in die Prozesskette integriert werden. Um typische CMC-Eigenschaften wie Thermoschockbeständigkeit, quasiduktiles Bruchverhalten und Schadenstoleranz zu erreichen, ist bei diesen Werkstoffen eine schwache Anbindung der Fasern an die keramische Matrix erforderlich. Dies konnte mit Faserbeschichtungen erreicht werden, wobei sowohl CVD-pyC Beschichtungen, die von Industriepartnern aufgebracht wurden, als auch eine neu entwickelte, nasschemische Monazitbeschichtung (LaPO_4) erfolgreich eingesetzt werden konnten. SiC/SiCN-Werkstoffe mit dichter Matrix und quasiduktilem Bruchverhalten wurden im BMBF-Projekt SIPEVE über die LSI- bzw. PIP-Prozessroute hergestellt und getestet (Abbildung 63). Die erzeugten Werkstoffe zeigten, wie gewünscht, ein schadenstolerantes Bruchverhalten ohne Sprödbbruch. Da eine Weiterentwicklung der SiBNC-Faser durch die Partner nicht priorisiert wurde, wurde im Rahmen der Grundlagenforschung und des EU-Projekts ATLAS 2 SiC/SiCN-Werkstoffe auf der Basis kommerziell verfügbarer SiC-Fasern und Si-Precursoren entwickelt und anhand von Probenplatten charakterisiert. Eine erste Datenbasis der mechanischen Raumtemperaturkennwerte liegt vor. Es konnten Festigkeiten von über 500 MPa unter Dreipunktbiegung und über 230 MPa unter Zugbelastung gemessen werden. Die Bruchdehnung liegt bei etwa 0,35 % und der E-Modul bei 100 GPa. Diese Eigenschaften sind mit denen anderer SiC/SiCN-Werkstoffe vergleichbar. So werden für den PIP-hergestellten Werkstoff S200 von COI Zugfestigkeiten von 260 MPa bei einer Bruchdehnung von 0,5 % und einem E-Modul von 96 GPa angegeben. Der Werkstoff CVI-SiC/SiC (Fa. MT-Aerospace), der über chemische Gasphaseninfiltration hergestellt wird und einen 1,5-fachen Faservolumengehalt besitzt, weist Zugfestigkeiten von 310 MPa, eine Bruchdehnung von 0,6 % sowie einen E-Modul von 200 GPa auf.

Die Degradation der Eigenschaften bei der thermischen Auslagerung durch Faseroxidation dokumentiert die notwendige Entwicklung von oxidationsverzögernden Schichtsystemen für die SiC-Fasern.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

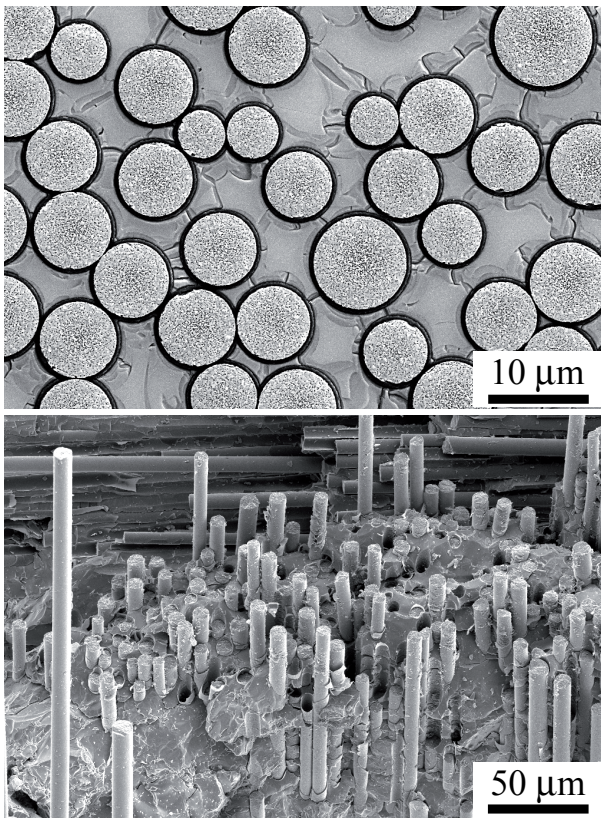


Abbildung 63: REM-Aufnahmen eines PIP-basierten SiC/SiCN-Werkstoffes mit deutlich erkennbarem CVD-pyC Faser/Matrix Interphase (oben) und resultierendem energieverzehrendem Pullout-Mechanismus bei mechanischer Belastung (unten)

Entwicklung von Faserbeschichtungen zur Verbesserung der mechanischen Eigenschaften sowie der Oxidationsstabilität

Die Faserbeschichtung in nichtoxidischen Verbundwerkstoffen ist eine Schlüsseltechnologie zur Einstellung der Schadens-toleranz und der chemischen Beständigkeit. Beschichtungen verhindern eine Faser-Matrix-Reaktion bei der Herstellung der Faserkeramik. Bruchzähigkeit und Schadenstoleranz können durch die Einstellung der mechanischen Eigenschaften der Faser-Matrix-Grenzphase eingestellt werden. Bei ausreichend geringer Faser-Matrix-Anbindung wird ein Sprödbbruchverhalten verhindert, da die Matrixrisse um die Fasern herumgeleitet werden können. Zudem werden Faserbeschichtungen eingesetzt, um bei Hochtemperaturbelastung den oxidativen Angriff auf die

Fasern zu reduzieren. Typische Beschichtungen sind pyrolytischer Kohlenstoff (pyC) und SiC mittels Gasphasenabscheidung (CVD), die sowohl auf gewickelte Faserpreformen als auch auf Geweben in Schichtdicken von 100 – 1000 µm von Industriepartnern aufgebracht werden können.

Verbunde mit pyC-Faserbeschichtungen sind jedoch unter oxidierenden Bedingungen bei Temperaturen über 700°C nicht langzeitstabil. So wurde nach 20stündigen Auslagerungen bei 900 °C an Luft ein deutlicher Festigkeitsabfall sowie eine zunehmende Versprödung der CMC-Werkstoffe ermittelt. Die Entwicklung neuer oxidationsstabiler Faserbeschichtungen (z.B. LaPO_4) für SiC/SiC – und SiC/SiCN Werkstoffe für zukünftige, effiziente Antriebssysteme steht daher im Fokus der aktuellen Forschungsarbeiten am Institut. Die Aufbringung von Lanthanphosphat (LaPO_4) erfolgt am Institut über Foulard-Technik oder Dipcoating und führt zu homogenen Schichtdicken im sub-µm-Bereich (Abbildung 65). Die Charakterisierung von am Institut über die PIP-Route hergestellten Proben mit Lanthanphosphat beschichteten Fasern zeigt, dass die Festigkeit im Vergleich herkömmlicher PyC-Beschichtung zwar abnimmt, aber kein Sprödbbruchverhalten auftritt. Nach Auslagerung bei 1100 °C an Luft für 20 Stunden sinkt die Festigkeit nur marginal, während die PyC-beschichtete Probe einen deutlichen Festigkeitsabfall zeigt (Abbildung 64). Die Festigkeitsuntersuchungen und begleitende bruchmechanische Experimente zeigen das Potenzial der Lanthanphosphat-Beschichtungen zur Verbesserung der inneren Oxidationsstabilität nichtoxidischer Verbundwerkstoffe.

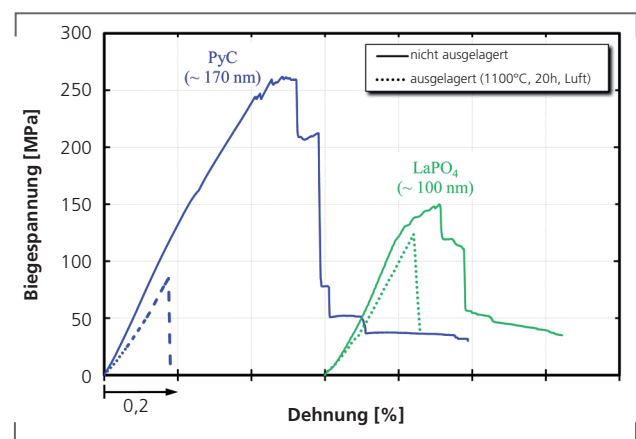


Abbildung 64: Typische Biegespannungs-Dehnungs-Kurven (3-Punkt-Biegeversuch gemäß DIN EN 658-3) von SiC/SiCN Verbundwerkstoffen hergestellt via Polymerinfiltration und Pyrolyse-Verfahren (PIP) mit PyC- bzw. LaPO_4 -Faserbeschichtung vor und nach Auslagerung an Luft ($T=1100\text{ °C}$, 20 h)

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

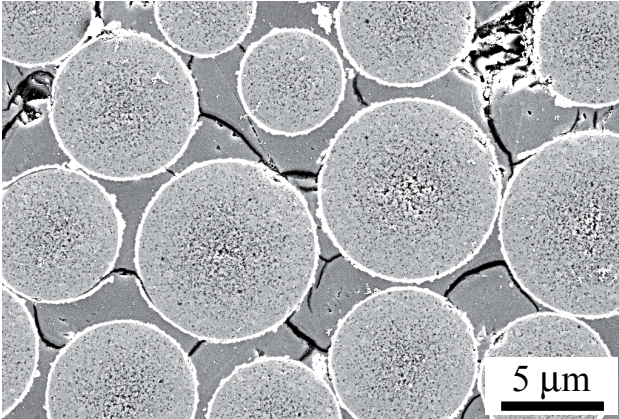


Abbildung 65: Mikrostruktur-Aufnahmen von LaPO_4 -Faserbeschichtung auf SiC-Fasern (SiC/SiC)

2.3.1.2 Schadensmechanismen und numerische Simulation

Für die Auslegung und Fertigung von komplexen CMC-Strukturen ist es wichtig, die Zusammenhänge zwischen dem mechanischen Bauteilverhalten und den Vorhersagen aus den numerischen Modellierungsansätzen herzustellen. Die Forschungsarbeiten des Instituts konzentrieren sich daher auf die folgenden zwei miteinander verknüpften Themenfelder:

- In-situ-Messung des Schädigungsverlaufs in Faserkeramiken im CT und Korrelation mit dem Gefüge
- Übersetzung der im CT quantitativ erfassten Gefüge und des Schädigungsverlaufs in numerische Modelle

Mit Hilfe der computertomographischen Analyse kann die Porosität im CMC-Werkstoff mit einer Genauigkeit von 50 nm quantitativ und dreidimensional bestimmt und in ein digitales 3D-Bild konvertiert werden. Zur Korrelation der Porosität mit der Festigkeit, mit der Schadensinitiierung und der Schadensprogression wurde eine spezielle Zug- und Biegevorrichtung entwickelt und in den CT integriert, die eine In-situ-Messung dieser Effekte und ihrer zeitlichen Verläufe im CT realisieren lässt. In den In-situ-Tests wurde untersucht, wie die Rissbildung durch fertigungsbedingte Fehler beeinflusst wird. Abbildung 66 zeigt den Schädigungsverlauf in einer C/C-SiC-Probe.

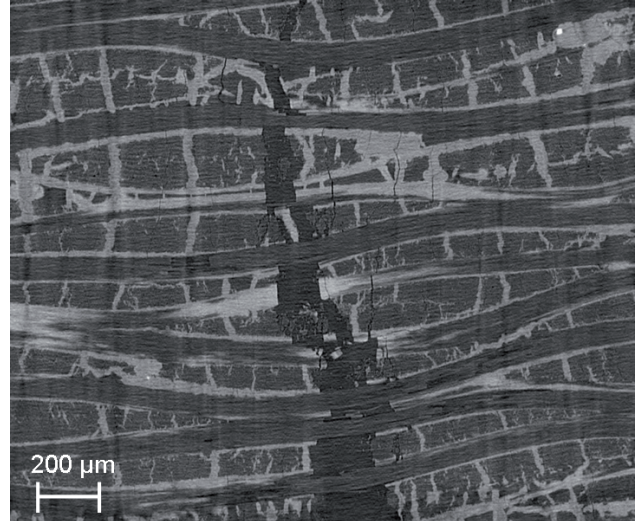


Abbildung 66: 2D CT-Darstellung des Rissverlaufs in einer C/C-SiC-Keramik

Mit dieser Methode konnte zum Beispiel nachgewiesen werden, dass sich ausbreitende Matrixrisse von senkrecht orientierten Faserbündeln überbrückt werden und somit das bruchzähe Verhalten erklärt werden kann.

Die Ergebnisse dieser Untersuchungen flossen in die Entwicklung von numerischen Modellen für C/C-SiC-Keramiken ein.

Des Weiteren wurden die drei Materialzustände, CFK, C/C und C/C-SiC beim Herstellungsprozess von C/C-SiC-Platten, mittels Computertomographie untersucht und die Ergebnisse der Gefügeanalysen miteinander verglichen. Dabei konnte eine Verbindung zwischen geringfügigen Gefügeabweichungen im CFK-Zustand und den während der Pyrolyse entstehenden Delaminationen festgestellt werden. Im Folgenden wurden die Parameter des Autoklav-Prozesses systematisch untersucht, um die Ursachen der spezifizierten Gefügeabweichungen zu erfassen und zu vermeiden. Damit kann die Qualität des C/C-SiC Plattenmaterials erhöht werden.

CT-Analysedaten und in mechanischen Tests ermittelte Kennwerte und Schädigungsverläufe fanden Einfluss in FE-Modelle für zunächst einfache Probengeometrien und Belastungssituationen. Das Spannungs-Dehnungs-Verhalten wurde durch einen bilinearen Ansatz angenähert. Als Versagenskriterium wurde der Ansatz nach Hill verwendet. Die Kenngrößen wurden im FE-Code ANSYS als nichtlineares und anisotropes Werkstoffverhalten implementiert, so dass unter typischen

Belastungen wie Zug, Druck oder Biegung das Werkstoffverhalten in Abhängigkeit von der Faserorientierung vorhergesagt werden konnten. Die interlaminaeren Eigenschaften wurden durch die Einführung von Kohäsivzonen berücksichtigt. Hierfür wurden bruchmechanische Kenngrößen wie die Bruchenergie experimentell ermittelt. Für die nachfolgende FE-Berechnung an realen Strukturen wurden über CT-Daten reale Defekte, wie Delaminationen, Risse oder Poren, in das FE-Netz integriert (Abbildung 67 oben links). Das Verhalten an den Rissspitzen wurde durch Kohäsivzonen im FE-Netz abgebildet und für Schubspannungsberechnungen genutzt (Abbildung 67 oben rechts). Mit diesem neu entwickelten numerischen Modell ist es nun möglich, Rissfortschritt und Bauteilversagen in einer technisch verwertbaren Genauigkeit vorherzusagen (Abbildung 67 unten).

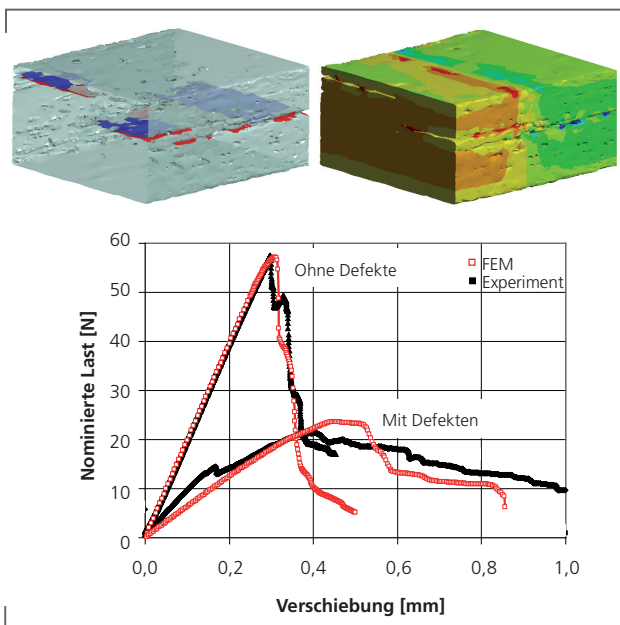


Abbildung 67: Transfer realer Defekte aus CT-Daten in ein 3D-FE-Netz (links oben) und resultierende Schubspannungen (rechts oben) sowie Vergleich von Kraft-Weg-Kurven aus Biegetest und FE-Analyse für entsprechende Proben mit und ohne interlaminaere Defekte (unten)

Durch die FE-Modellierung der Defekteinflüsse kann nun eine Unterscheidung zwischen bauteilkritischen und unkritischen Defekten erfolgen (Effects of Defects). Die numerischen Ergebnisse wurden mit den mechanischen Kontrollmessungen validiert und dienen nun zusammen mit den Gefügedaten der Optimierung der Herstellparameter.

2.3.2 Raumfahrtstrukturen

Die werkstofftechnischen Innovationen der Keramiktechnologie des Instituts BK aber auch des Instituts WF mündeten in die Entwicklung von Bauweisen und Strukturen für die Raumfahrt. Die Forschungsarbeiten des Instituts bewegten sich in diesem Zusammenhang entlang von zwei Hauptlinien, den kosteneffizienten und zuverlässigen Strukturen für Thermalschutzsysteme (TPS) rückkehrfähiger Raumtransportsysteme sowie den Raumfahrtantriebskomponenten wie Injektor, Schubkammer und Expansionsdüse. Hier nutzte das Institut seine Stärke der geschlossenen Prozesskette von der Werkstoffherstellung bis hin zur Entwicklung und dem Bau von testfähigen Demonstratoren. Die Auslegung der Hardware geschah entlang der dazu nötigen Disziplinen mit internen Partnern in grundfinanzierten Projekten und mit externen Partnern aus Forschung und Industrie im Rahmen von nationalen und europäischen Förderlinien. In diesem Zusammenhang profitierte das Institut von der Möglichkeit, im DLR sowohl Wiedereintrittsexperimente auf der Basis einer mobilen Raketenbasis durchzuführen als auch Antriebskomponenten auf speziellen Prüfständen zu testen. Hierdurch konnte insbesondere im Technologiefeld Wiedereintritt mit dem Sharp Edge Flight Experiment (SHEFEX) eine national und international führende Position und ein Alleinstellungsmerkmal erreicht werden. Mit dem erfolgreichen Flug von SHEFEX II im Juni 2012 wird das Institut im Rahmen der DLR-Strategie zusammen mit Partnern aus Industrie und Forschung diese Technologie des scharfkantigen Raumfahrzeugs konsequent bis zu einer experimentellen μg -Plattform weiterentwickeln. Im Bereich der Raumfahrtantriebe hat das Institut sein Kompetenzprofil über die Technologie der effusionsgekühlten Composite-Brennkammer hinaus in den Bereich der porösen Injektoren und der vollkeramischen Triebwerkstrukturen erweitert. Zentrale Elemente der Forschungsarbeiten sind die Entwicklung eines Konusinjektors mit porösen keramischen Injektorsegmenten, der Ausbau der Keramiktechnologie um die Wickeltechnik, die computertomografische NDT und die numerische Simulation. Damit hat sich das Institut zum Ziel gesetzt, sich als zentraler Partner der Industrie für die Entwicklung von keramischen Raumfahrtantrieben zu positionieren.

2.3.2.1 Grundlegende Analysen und Charakterisierung

Kühlung von heißen Strukturen

Thermisch hochbelastbare Strukturen aus faserverkeramischen Werkstoffen, wie zum Beispiel C/C-SiC, sind eine Schlüsseltechnologie für rückkehrfähige Raumtransportsysteme und werden für heiße Primärstrukturen (Nasenkappe, Klappen) und Elemente des Thermalschutzsystems eingesetzt. Üblicherweise kommt hier das Prinzip der Strahlungskühlung zum Einsatz. Bei höherenergetischen Eintrittsbahnen, sehr kleinen Strukturnasenradien oder höheren ballistischen Koeffizienten können jedoch die

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Materialeinsatzgrenzen überschritten werden und ablativ oder aktive Kühltechnologien werden notwendig, wie zum Beispiel die Transpirations- oder Effusionskühlung in Verbindung mit permeablen Strukturen aus Faserkeramik (CMC). Dieses Prinzip liegt der seit Ende der 90er Jahre begonnenen Entwicklung transpirativ gekühlter Raketenbrennkammern in Hybridbauweise unter Verwendung keramischer und polymerer Verbundwerkstoffe zugrunde. Die grundlegende Untersuchung dieser aktiven Strukturkühlung stellte einen Grundlagenschwerpunkt im Berichtszeitraum dar und umfasst die Bereiche analytische Beschreibung und numerische Simulation der Fluidtransportvorgänge und Wärmeaustauschprozesse, Werkstoffcharakterisierung, Bauweisenentwicklung, Test und Anwendungsdemonstration.

Aufbauend auf den Erfahrungen aus der Brennkammertechnologie wurde die Eignung transpirativ gekühlter, heißer Strukturen für den Wiedereintritt bzw. Hyperschallflug untersucht. Hierbei durchdringt ein Kühlfluid eine poröse Struktur und heizt sich durch konvektiven Wärmeübergang auf; gleichzeitig bildet das Kühlfluid einen Kühlfilm auf der Außenseite und bewirkt eine thermische Blockung bzw. Reduktion des heißgasseitigen Wärmeübergangs auf die Struktur (Abbildung 68).

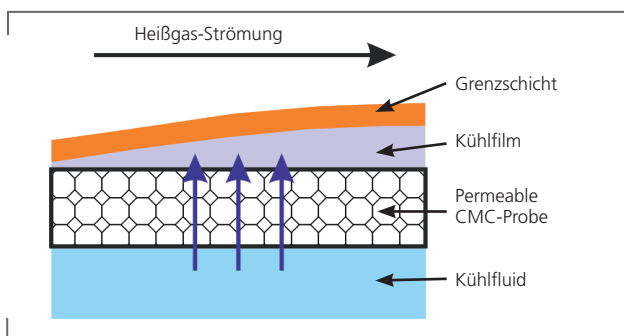


Abbildung 68: Wärmeübergangsmechanismen der Transpirationskühlung

Basis der Untersuchungen war im Wesentlichen C/C als Zwischenprodukt aus dem C/C-SiC Herstellungsprozess. Weitere poröse Materialien befinden sich speziell dafür in der Entwicklung.

In den DLR-Projekten IMENS+ und RESPACE wurden erste Grundsatzuntersuchungen mit permeablen CMC-Flachproben unter wiedereintrittsrelevanten Bedingungen im Plasmawindkanal (PWK) des DLR Köln gemacht. Hier wurden unter anderem CMC-Probematerialien, verschiedene Durchströmrichtungen und gasförmige Kühlfluide (Ar, He, Luft, N₂) variiert. Aufgrund

der stochastischen Poren- beziehungsweise Rissverteilung in den CMC-Materialien entsteht ein homogener Kühlfilm im Probenachlauf ohne Stoßbildung, wie sie im Fall einer Lochausblasung auftreten würde. Für die Kühleffizienz bei einzelnen Kühlfluiden gibt es bei bestimmten Anströmbedingungen optimale Massenströme – eine weitere Erhöhung führt zu keiner deutlichen Temperaturabsenkung mehr. Für einen N₂-Optimalmassenstrom ergab sich zum Beispiel eine Absenkung der Probenaußenseiten-Temperatur um mehr als 70 % (Abbildung 69).

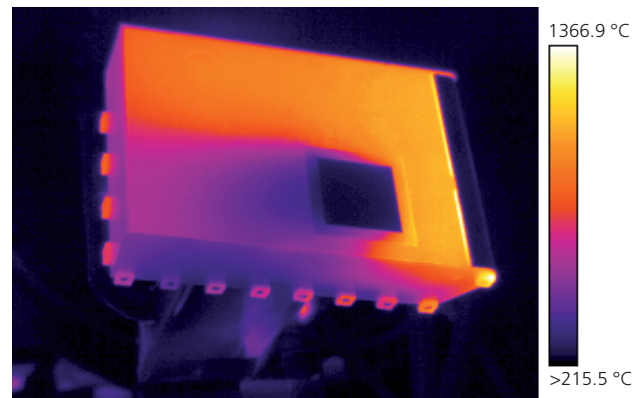


Abbildung 69: IR-Aufnahme eines Plasmawindkanaltests in IMENS+, Kühlfluid N₂

Mit diesen Forschungsarbeiten wurde erstmals gezeigt, dass leistungsfähige, transpirativ gekühlte Wiedereintrittsstrukturen machbar sind.

Zusätzlich wurden innerhalb des EU-Projekts ATLLAS verschiedene CMC-Materialien auf ihre Eignung in Hyperschallantrieben untersucht. Tests zur Kühleffizienzbestimmung wurden mit Flachproben aus C/C, OXIPOL, WHIPOX und mit den gasförmigen Kühlfluiden Ar, He, Luft im Überschallheißgaskanal des ITLR der Universität Stuttgart durchgeführt und zeigten erfolgreich die Anwendbarkeit für Antriebskomponenten. Eine noch intensivere Kühlung verspricht der Einsatz flüssiger Kühlfluide durch die zusätzliche Verdampfungsenthalpie beim Phasenwechsel. Hierzu wurden wassergekühlte CMC-Proben (C/C, C/C-SiC, Ox/Ox) im Rahmen des EU-Projekts FAST20XX in einer flachen Staupunktconfiguration im PWK des DLR Köln getestet. Bereits kleine Kühlfluidmassenströme führen zu deutlich reduzierten Temperaturen auf der Probenaußenseite (Abbildung 70).

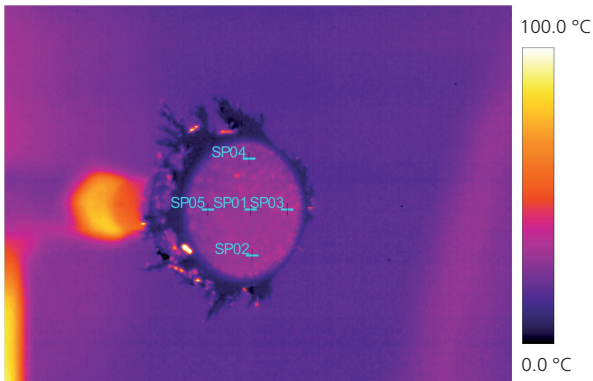


Abbildung 70: IR-Aufnahme eines Plasmawindkanal-Tests (FAST20XX, Kühlfluid Wasser)

Weiterhin wurde im Rahmen des SFB/TRR 40 und in Zusammenarbeit mit Partnern die Transpirationskühlung für ihren Einsatz in Raketenbrennkammern genauer untersucht. Dazu wurden im Heißgaskanal des ITLR flache C/C Proben unterschiedlicher Abmessungen unter varianten Heißgasbedingungen vermessen. Die probeninternen Temperaturverläufe bestätigen die sehr gute Kühleffizienz und zeigten, dass im untersuchten Bereich die Probendicke sowie die Totaltemperatur des Heißgases keinen Einfluss auf die Kühlung haben. Höhere Machzahlen reduzieren die Kühleffizienz, entscheidenden Einfluss hat die Wärmekapazität des Kühlgases.

Eine erste Schlussfolgerung besteht darin, dass der Wärmeübergang zwischen Kühlfluid und porösem Material C/C so hoch ist, dass für den untersuchten Parameterbereich lokales thermisches Gleichgewicht angenommen werden kann. Abbildung 71 zeigt exemplarisch für einen Versuch die aus den Modellen gewonnenen Wärmeströme in der Probe über dem Kühlmassenstrom.

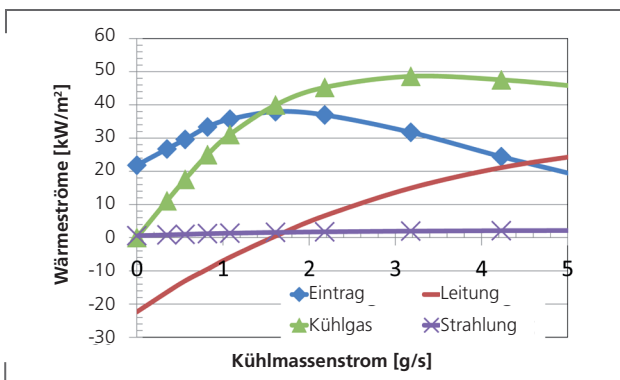


Abbildung 71: Wärmeströme in transpirationsgekühlter Probe, (SFB/TRR 40)

2.3.2.2 Materialcharakterisierung und gekoppelte numerische Fluid-Struktur-Simulation

Fließt ein Kühlfluid durch ein poröses Medium, so verursacht es einen Druckverlust. Dieser wird generell durch die Darcy- und Forchheimer Permeabilitäten k_D bzw. k_F in der entsprechenden Gleichung beschrieben. Für die Bestimmung materialspezifischer, orthotroper Kennwerte von porösen, oxidischen und nichtoxidischen Faserkeramiken wurden im Rahmen von IMENS+ statische und dynamische Messverfahren entwickelt und entsprechende Prüfstände aufgebaut. Mit Hilfe einer Datenauswertung und einer darin integrierten Monte-Carlo Routine ist es möglich, Permeabilitäten unter Angabe einer Messungenauigkeit zu bestimmen.

Im EU-Projekt ATLLAS wurden neben mechanischen und thermischen Materialkennwerten auch Emissionsgrade bestimmt, um optische Abstrahleigenschaften zu berücksichtigen. Da sich die Mikrostruktur und damit auch der volumetrische Wärmeaustausch in den porösen Materialien stark unterscheidet, sind für die eingesetzten Materialien auch deren spezifische Oberflächen anhand von Quecksilber- porosimetrie und Stickstoff-Adsorptions-Verfahren bestimmt worden. Im Rahmen von IMENS-3C wurde eine gekoppelte Strömungs-/Struktursimulation mit dem Strömungslöser TAU aufgebaut. Sie ermöglicht die Berücksichtigung lokaler Einblasung von Fremdgas, um so den durch die Transpirationskühlung verursachten, reduzierten Wandwärmestrom zu berechnen. Auf der Gegenseite wurde eine Thermalanalyse des Strukturmodells mit ANSYS-CFX unter Berücksichtigung des Conjugate Heat Transfer Problems im Bereich der Probe durchgeführt. Das heißt der konvektive Wärmeübergang des Kühlfluids beim Durchdringen der porösen Struktur wurde mit einbezogen.

Als Startlösung für die Kopplung dient eine strahlungsadiabate Rechnung. Für die folgenden Schritte werden an der Stelle des Kopplungsinterfaces strukturseitig Wärmestrom- und Druckverteilungen beziehungsweise strömungsseitig Temperatur- und Impulsverteilungen aufgeprägt. Die Ergebnisse zeigten, dass im Bereich der porösen Probe aufgrund der hohen spezifischen inneren Oberfläche nahezu thermisches Gleichgewicht zwischen Festkörper und Kühlfluid herrscht. Abbildung 72 und 73 zeigen die Ergebnisse der ersten strahlungsadiabaten Strömungslösung und der achten Strukturlösung für die Temperaturen der Außenkontur. Man erkennt hier deutlich den Einfluss des strukturellen Wärmetransports. Zum einen werden die Temperaturniveaus erheblich gesenkt, was auch im Einklang zu experimentellen Ergebnissen ist, zum anderen wird die Wärmesenkenwirkung der transpirativ gekühlten Probe sogar stromauf erkennbar.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

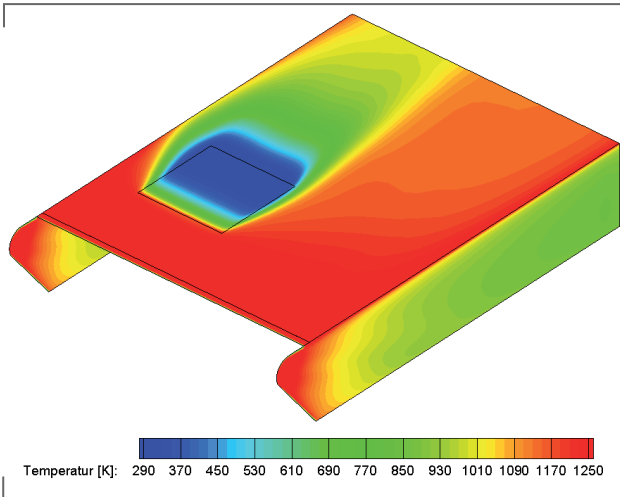


Abbildung 72: Strahlungsadiabate Startlösung des Strömungslösers (C/C Probe im PWK, 0,4 g/s N_2 , Machzahl 7,5, totale Enthalpie 11,6 MJ/kg und 20° Anstellung)

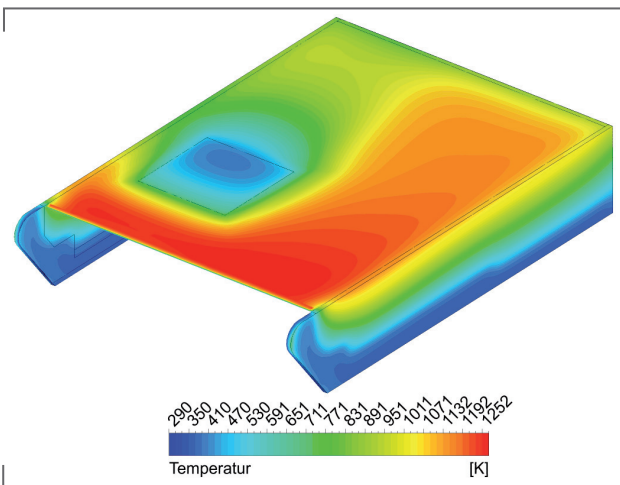


Abbildung 73: Gekoppelte Lösung des Strukturlösers nach 8 Iterationen

Hiermit konnte erstmals die Simulation transpirativ gekühlter Systeme gezeigt werden.

2.3.2.3 Rückkehrtechnologie

Hybride Ablatoren

Hochtemperaturwerkstoffe wie faserverstärkte Keramiken (CMC) werden insbesondere bei rückkehrfähigen Raumtransportsystemen (RTS) in Bereichen des Thermalschutzsystems (TPS), bei heißen Primärstrukturen wie Nasenkappe und Rumpfsteuerklappen sowie bei Komponenten der Antriebe eingesetzt. Beim Wiedereintritt eines RTS in die Erdatmosphäre werden die physikalischen Grenzbelastungen eines strahlungsgekühlten TPS aus Werkstoffen wie C/C-SiC erreicht. Bei noch höheren Wärmeflussbelastungen wie zum Beispiel bei lunaren oder interplanetaren Rückkehrmissionen ist eine Wiederverwendbarkeit von CMC-Strukturen nicht mehr gegeben. Hier kommen üblicherweise ablative Systeme zum Einsatz, die über Phasenumwandlung und daraus resultierender Filmkühlung wirken.

Grundsätzlich sind Missionen mit hochenergetischen Bahnen immer extrem massenkritisch. Unsicherheiten in der Modellierung der gekoppelten Ablations-, Strömungs- und Plasmastrahlungsvorgänge führen zu einer Überdimensionierung der Thermalschutzsysteme. Im Rahmen der Helmholtz-Allianz DLR@ UniST und im Projekt IMENS-3c wurden und werden deshalb neue Konzepte für Ablatoren (Abbildung 74) untersucht, die neben keramischen Materialien auch hybrid-isierte, an die Mission angepasste Multilayerablatoren umfassen. Es wird auch untersucht, ob sich mit permeablen, faserverstärkten Strukturmaterialien „konturstabile Ablatoren“ realisieren lassen, wo der Festkörper gleichzeitig Struktur und Verteiler für gespeicherte Kühlmittel ist, die Phasenwechsel von fest bis gasförmig durchlaufen können (Abbildung 75).

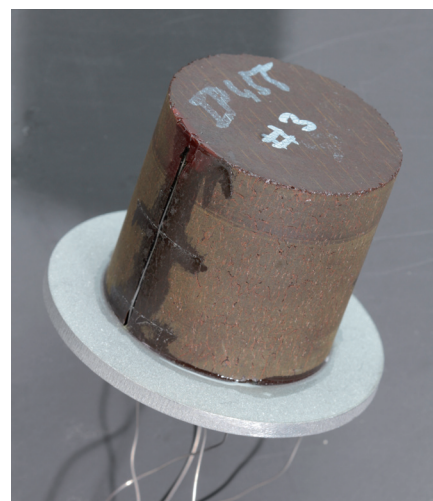


Abbildung 74: Ablationsprobe auf Basis von Mullit-Filz und einem aromatischen Harz



Abbildung 75: Seitenansicht eines „konturstabilen Ablators“ im Plasmawindkanal-Test (DLR Köln)

Das amerikanische Stardust Experiment wurde als Zielmission für die Ablatorentwicklung gewählt. Es wurden Ablatorproben unter Variation des Matrixharzes und der Verstärkungsfasern hergestellt, die bei Wärmelasten von 2, 6 und 12 MW/m² im Plasmawindkanal PWK1 der Universität Stuttgart getestet werden. Ziel der Screening Tests ist die Untersuchung des Einflusses diverser Harzsysteme sowie der Verstärkungsfasern auf die Ablationseigenschaften der Proben. Erste Testsamples für einen konturstabilen Ablator wurden vorwiegend auf der Basis eines am Institut hergestellten porösen C/C-Materials hergestellt, an das sich ein Reservoir anschließt, das mit einem hochporösen wärmeisolierenden Material gefüllt ist. Der Gesamtaufbau wird in einem Arbeitsschritt mit einem Kühlmedium infiltriert und auf eine Unterstruktur aufgebracht. Die ersten Testreihen zeigten, dass eine erwünschte Kühlwirkung beobachtet werden kann, aber noch erheblicher Entwicklungsbedarf besteht.

Das KERAMIK-Experiment auf FOTON-M2

Nach 16 Tagen im All landete am 16. Juni 2005 das Wiedereintritts-Modul der FOTON-M2 Kapsel in Kasachstan (Abbildung 76). Auf der Außenseite der Wiedereintritts-Kapsel befand sich auch das „KERAMIK“-Experiment des Instituts, das mit 340 mm Durchmesser aus zwei beschichteten C/C-SiC-Schalenbauteilen bestand, die mit je drei Stand-Offs und C/C-SiC-Schraubnieten auf einer Al-Trägerstruktur fixiert waren (Abbildung 77). Neun Thermoelemente waren integriert und ein Beschleunigungsaufnehmer befand sich im Daten-Rekorder im Inneren der Kapsel.



Abbildung 76: FOTON-M2 Kapsel in Kasachstan

Beim Eintritt in die Atmosphäre war es Temperaturen von bis zu 1500 °C und einer Verzögerung von bis zu 9 g ausgesetzt. Das Experiment war ein voller Erfolg - die CMC Paneele blieben intakt. Alle Sensoren hatten korrekt gearbeitet und ermöglichten eine vollständige Datenauswertung. Der Fokus des Experiments lag auf dem funktionalen Zusammenwirken aller Komponenten, wie thermische Schutzwirkung zusammen mit der Isolation, Oxidationsstabilität der Beschichtung, Funktion der keramischen Krafteinleitungen und Dichtungen samt Ausgleich thermisch bedingter Verformungen. Alle Ziele wurden erreicht. Damit konnte erstmals für ein CMC-basiertes TPS-Konzept die vollständige Systemfunktionalität einschließlich einer prinzipiellen Wiederverwendbarkeit bei einem realen Wiedereintritt demonstriert werden.

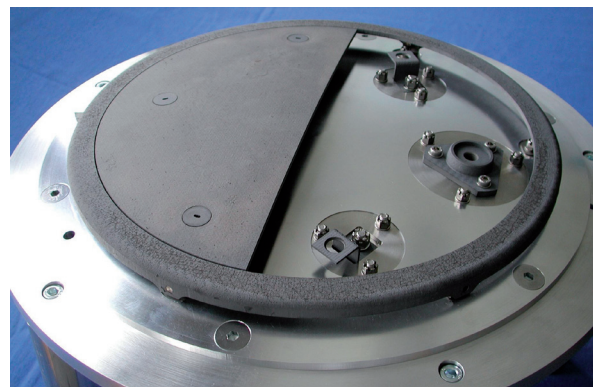


Abbildung 77: Aufbau des KERAMIK-Experiments auf FOTON-M2

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Nasenkappen – Meilensteine im Rückblick

Erste Probentests auf Flügen von FOTON-Kapseln in den Jahren 1992 und 1994 demonstrierten die Leistungsfähigkeit und Eignung des C/C-SiC Werkstoffs selbst unter den extremen Bedingungen des ballistischen Wiedereintritts. Sie markieren den Beginn einer erfolgreichen, systematischen und kontinuierlichen Entwicklung hin zu den höchst belasteten Primärstrukturen von rückkehrfähigen Raumtransportsystemen, wie man sie bei Nasenkappensystemen vorfindet. Meilensteine waren diesbezüglich das CERamic Tile Experiment CETEX auf der EXPRESS-Mission 1995, die Nasenklappenentwicklung für die X-38 der NASA, die als fertig qualifizierte Struktur 2001 am Fahrzeug in Houston montiert wurde, und derzeit das komplexe Nasenkappensystem für die EXPERT-Mission der ESA.

Das EXPERT-Projekt

Das ESA-Projekt EXPERT (European eXPERimental Reentry Testbed) befasst sich mit der Aerothermodynamik des Wiedereintritts von Raumfahrzeugen in die Erdatmosphäre. Ziel ist es, beim Wiedereintritt möglichst viele Daten zur künftigen Auslegung von Raumfahrzeugen mit Hilfe der an Bord befindlichen Nutzlasten zu sammeln. Im Fokus stehen dabei die Wirksamkeit und Aufheizung von Steuerklappen, die Interaktion zwischen Stoß und Grenzschicht, der Umschlag der Grenzschicht von laminarer zu turbulenter Strömung, sowie Hochtemperatur- und Gaschemie-Effekte.



Abbildung 78: EXPERT-Kapsel nach erfolgreicher Integration bei Thales Alenia, Turin

Die Kapsel soll mit einer russischen Volna Trägerrakete von einem U-Boot im Pazifik aus starten, einen sub-orbitalen Flug absolvieren und nach 15 Minuten auf der russischen Halbinsel Kamtschatka landen. Die Masse der Kapsel beträgt 435 kg, die Geschwindigkeit zu Beginn des Wiedereintritts liegt bei 5 km/s. Aufgabe des Instituts war es, die instrumentierte faserkerami-

sche Nasenkappe für die EXPERT-Weltraumkapsel zu entwickeln, zu bauen und zu integrieren (Abbildung 78). Da die EXPERT-Nase (Abbildung 79) im Staupunkt beim Wiedereintritt Temperaturen von bis zu 2100 °C standhalten muss, wurde der keramische Verbundwerkstoff C/C-SiC gewählt, der bei den auftretenden Temperaturen die Formstabilität aufgrund der konstant hohen mechanischen Eigenschaften bei einer geringen Dichte von 1,9 g/cm³ gewährleistet. Das gesamte System mit einem Durchmesser von circa 70 cm und 40 cm Höhe besteht aus der Nasenkappe, einer Hochtemperatur-Isolation aus Keramik-Fasern und einer metallischen inneren Tragstruktur. Eine besondere Herausforderung stellte die Entwicklung eines Kräfteinleitungssystems in Verbindung mit einem Dichtungskonzept dar, das in der Lage ist, die Thermaldehnungsunterschiede zwischen keramischer Nasenkappe und dem metallischen TPS aus dem Sinterwerkstoff PM1000 kompensieren zu können bei gleichzeitig hohen mechanischen Lasten und Eigenfrequenzanforderungen.



Abbildung 79: Rückseitige Ansicht der C/C-SiC Nasenkappe von EXPERT mit Kräfteinleitungen

Wichtige Instrumente sind vor allem in der Nase integriert; hier befinden sich vier von insgesamt 14 Nutzlasten der Kapsel. Es werden sowohl berührungslos die Temperatur der Nase im Staupunktbereich als auch Druck und Wärmestrom gemessen. Eine Besonderheit stellt ein optisches Fenster im Frontbereich der Nase dar, durch das die Strahlung der heißen Grenzschicht aufgenommen und von einem Spektrometer im Inneren analysiert wird. Vor der Integration auf die Kapsel wurde die Nase umfangreichen Schock- und Vibrationstests unterzogen (Abbildung 80). Sämtliche Tests wurden erfolgreich absolviert und die Integration auf die Kapsel wurde durchgeführt. Die Flugeinheit wurde ausgeliefert, der Start der Mission ist für 2013 geplant.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

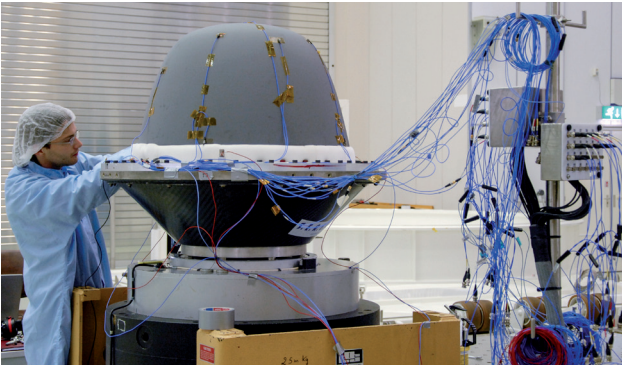


Abbildung 80: Shakertest bei ESA/ESTEC

SHEFEX - Sharp Edge Flight Experiment

Aus den Erfahrungen bei der Entwicklung keramischer Thermalschutzsysteme (X-38/TETRA, EXPERT) konnte die Vorgabe der Einhaltung einer komplex gekrümmten Außenkontur gepaart mit sehr engen Toleranzen als ein wesentlicher Kostenfaktor für die Entwicklung und Herstellung identifiziert werden. Ein aus struktureller Sicht mögliches Kostenreduktionspotenzial stellt daher die Vereinfachung der Außenkontur in eine facettierte Oberfläche dar. Der Aufbau aus plattenförmigen Paneelen oder aus Komponenten mit wenigen Grundvarianten reduziert den Aufwand für Herstellung und Wartung erheblich. Aerodynamische Analysen wiesen nach, dass scharfe Kanten zudem Vorteile bezüglich Steuerbarkeit und Gleitzahl im Hyperschall versprechen. Beim Wiedereintritt treten jedoch lokal an scharfen Kanten sehr hohe Temperaturen auf, die bisher durch die verwendeten Werkstoffe nicht ertragen werden können, allerdings werden die Kanteneinflüsse durch ausgleichende Wärmeleitungseffekte reduziert. Durch den Einsatz von C/C-SiC-Keramik und von neuen Kühlmethoden, wie zum Beispiel einer lokalen Transpirationsskühlung, können die extremen Wärmeflüsse beherrscht werden. Die skizzierten Erkenntnisse flossen in das SHEFEX Flugtestprogramm ein. Die facettierte Bauweise in Verbindung mit den faserkeramischen Werkstoffen ist ein international einmaliges Konzept für wieder-eintrittsfähige Raumfahrzeuge. Mit dem Bau und dem Flug des Experimentalflugkörpers sollen die neuen Material- und Strukturkonzepte, die aerodynamischen Vorteile validiert und Flugdaten gewonnen werden, die im Vergleich eine Verifikation der Simulationsmethoden und der Realitätstreue von Bodentestanlagen erlauben. Das SHEFEX Programm steht unter der Leitung des Instituts und vernetzt zahlreiche DLR-Institute, deren Kompetenzen für die Realisierung des Flugexperiments nötig sind. Darüber hinaus sind externe Partner aus Industrie und Universitäten in steigendem Maße beteiligt. Der Beitrag des Instituts an SHEFEX beläuft sich auf die Entwicklung und Flug-erprobung keramischer Thermalschutzsysteme mit angepassten

Befestigungs- und Dichtungssystemen sowie heißer integraler Strukturen wie zum Beispiel aerodynamischen Steuerflächen. Das Werkstoffspektrum reicht von neuartigen Ablatoren, Faserkeramiken auf oxidischer und nichtoxidischer Basis über neue hochtemperaturstabile Werkstoffe bis hin zu speziellen Beschichtungen und hybriden Bauweisen.

SHEFEX I

Die Kernaufgaben des Instituts lagen in der Auslegung und dem Bau der Struktur des Raumfahrzeugs. Das facettierte TPS bestand aus den faserkeramischen Komponenten Paneelen, elastischen Abstandshaltern (Z-Bügel) und einer patentierten faserkeramischen Schraubnietverbindung. Die scharfe Vorderkante wurde ebenfalls aus Faserkeramik hergestellt, wobei die spezielle Faserorientierung zur gezielten Ableitung der Wärme genutzt wurde. Die Dichtungstechnik und die Entwicklung elektromagnetisch transparenter Antennenabdeckungen wurden in enger Zusammenarbeit mit dem Institut für Werkstoff-Forschung und deren oxidischer WHIPOX-Faserkeramik erarbeitet. Beim erfolgreichen Flug von SHEFEX I am 27. Oktober 2005 (Abbildung 81) wurden wertvolle Erkenntnisse zur Gestaltung des TPS gewonnen, dessen Design auf einem früheren ESA-Projekt (FESTIP) beruht. Die Ergebnisse der Auswertung der Flugdaten des 20 Sekunden dauernden Wiedereintrittsfluges bei Mach 6 bestätigten die Vorhersagen der strukturellen Antwort auf die Wärmelasten und damit die numerischen Modelle. Da leider die Nutzlast selbst nicht geborgen werden konnte, waren weitergehende materialrelevante Untersuchungen nicht möglich.

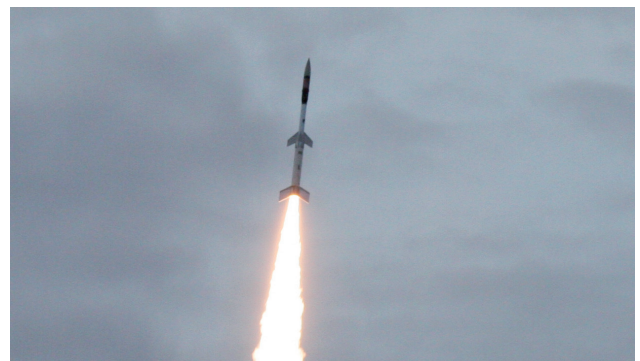


Abbildung 81: Start von SHEFEX I

SHEFEX II

Die Folgemission SHEFEX II wurde zwischen 2007 und 2012 durchgeführt. Der Flugbereich wurde durch die Verdopplung von Fluggeschwindigkeit und Wiedereintrittsdauer deutlich erweitert, um neue wissenschaftliche Fragen beantworten zu können. Die Nutzlastspitze wurde gegenüber SHEFEX I deutlich vergrößert und mit aerodynamischen Kontrollelementen aus-

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

gerüstet, die eine aktive Flugsteuerung während der Wiedereintrittsphase ermöglichten. Hierzu dienen Canards in hybrider Ti-C/C-SiC-Bauweise mit ihren mechanischen Aktuatoren und dem autonomen Kontrollsystem. Weitere Schlüsselexperimente sind ein aktiv gekühltes Thermalschutzsegment, Sensorsysteme für Druck, Temperatur und Wärmefluss sowie einzigartige, hochtemperaturbeständige Antennensegmente auf der Basis von oxidischer Faserkeramik des Instituts WF im Nutzlastteil.

Bei der Integration (Abbildung 82) von Sensoren innerhalb der TPS-Segmente wurde eine neue Befestigungstechnik für Thermoelemente, Druck- und Wärmeflussensoren entwickelt, die eine präzisere Datenerfassung bei verbesserter Robustheit realisieren ließ. Die Tragfähigkeit der keramischen Schraubnietverbindung wurde um 30 % erhöht.



Abbildung 82: Integration der Nutzlastspitze von SHEFEX II mit dem AKTIV Experiment

Von nationalen und internationalen Forschungseinrichtungen (Universität Stuttgart, AFRL) und Industriefirmen (EADS-ASTRIUM, MT-Aerospace) wurden verschiedene Passagierexperimente zur Flugdemonstration fortschrittlicher keramischer und metallischer TPS-Konzepte sowie Sensorsysteme für die Zustandsüberwachung und für zukünftige Explorationsmissionen beigestellt und am Institut BK in den Flugkörper integriert. Durch eine spezielle Anordnung der Drucksensoren im vorderen Bereich der keramischen Nutzlastspitze wurde ein Flush Air Data System (FADS) integriert, das aus den gemessenen Druckdifferenzen und den entsprechenden Auswertalgorithmen eine Bestimmung der Fluglage auch im Hyperschall ermöglichen soll. Dieses System wurde jedoch noch nicht zur aktiven Flugsteuerung verwendet.

SHEFEX II war größtenteils mit einem strahlungsgekühlten Hitzeschild aus C/C-SiC ausgerüstet. Zur Untersuchung des Einsatzpotenzials der Transpirationskühlung wurde für SHEFEX II das Experiment AKTIV entwickelt (Abbildung 83).

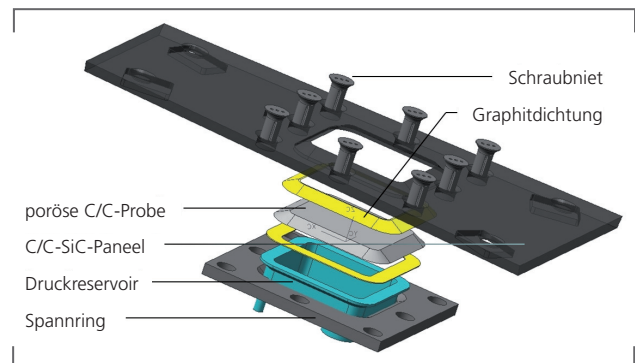


Abbildung 83: Kühllexperiment AKTIV für SHEFEX II

Es stützt sich auf die Technologie transpirationsgekühlter Brennkammerstrukturen von Raketentriebwerken und auf die beschriebenen Grundlagenuntersuchungen. Mit AKTIV wurde in Europa erstmals ein transpirativ gekühltes Hitzeschildkonzept flugerprobt. Die Kühlung einer porösen Probe aus C/C, die in ein C/C-SiC-Hitzeschildpaneel eingesetzt ist, erfolgte mit Stickstoff. Die Kühlwirkung entsteht durch Konvektion bei der Durchströmung und durch Bildung einer den Wärmeübergang reduzierenden Grenzschicht. Der Kühlmassenstrom betrug circa 0,4 g/s und wurde über eine Schalldüse eingestellt; der Volumenstrom durch die Düse war damit nur von Druck und Temperatur des Gases vor der Düse abhängig. Auf der gegenüberliegenden Seite befand sich ein ungekühltes Referenzpaneel.

Für die Experimentauslegung wurde das Programm HEATS zur Bestimmung transienter Wandwärmestromdichten und -temperaturen von transpirationsgekühlten Strukturen bei laminaren und turbulenten Strömungsbedingungen entwickelt (Abbildung 84). Es basiert auf einer Wärmebilanz zwischen Wandmaterial, Kühlgas und dem umgebenden Heißgas. Die Relevanz dieser Arbeit wird auch durch ihre Auszeichnung mit dem Best Paper Award auf der 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference im Oktober 2009 bestätigt.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

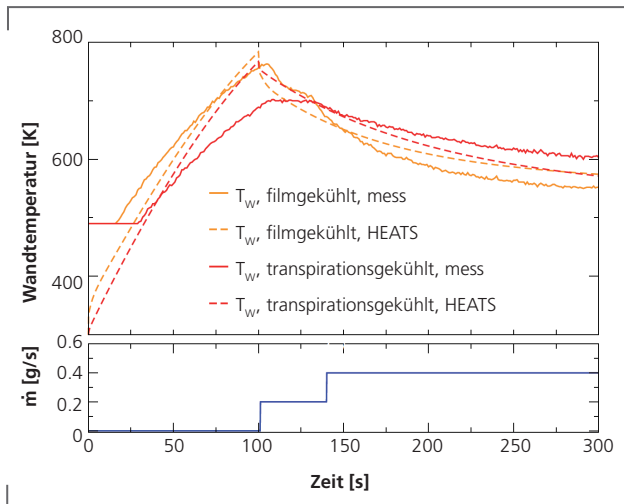


Abbildung 84: HEATS-Temperaturvergleich mit Plasmawindkanalaten bei Transpirationskühlung für eine C/C-Probe, Messdaten aus IMENS

Das Trägersystem von SHEFEX II (Abbildung 85) basierte auf dem 2-stufigen brasilianischen VS 40 Konzept. Die Gesamtlänge inklusive Nutzlast betrug circa 12,6 m bei einer Gesamtmasse von etwa 6,7 Tonnen. Beide Stufen werden mit Feststoff-Raketentriebmotoren angetrieben. Die 4 Tonnen Treibstoff der Unterstufe katapultierte SHEFEX II innerhalb von 60 Sekunden annähernd senkrecht auf eine Höhe von 54 km, wobei die Rakete durch Rotation stabilisiert wurde. In der folgenden ballistischen Flugphase wurde die Oberstufe zu einem flacheren Anstellwinkel hin geneigt. Danach erfolgte die Zündung der Oberstufe, deren 800 kg Treibstoff die 500 kg schwere Nutzlast in eine flache ballistische Bahn mit einem Apogäum von maximal 270 km einschoss. Nach Brennschluss wurde die Rotation durch ein JoJo-System gestoppt und der Raketentriebmotor von der Nutzlast getrennt. Das Flugkontrollsystem orientierte die Nutzlast für einen Eintrittswinkel in die Atmosphäre von circa 35°.



Abbildung 85: SHEFEX II nach der Integration

Der Wiedereintritt, und somit die eigentliche Experimentphase, begann mit langsam einsetzenden atmosphärischen Einflüssen ab 100 km Höhe. Der Eintritt erfolgte mit 10-facher Schallgeschwindigkeit (circa 3 km/s). Bei dieser hohen Machzahl wurden besonders an der Nutzlastspitze sowie an den scharfen Vorderkanten der Canards und Stabilisierungsflossen extreme Wärmeflüsse erzeugt, die die Strukturen auf über 1800 °C erhitzen. Ebenso stieg der Staudruck bis auf 4 bar zum Ende des Wiedereintritts an. Nach 45 Sekunden war die Experimentphase abgeschlossen und eine Flughöhe von 29 km erreicht. In dieser Höhe wurde die Nutzlast fast mittig getrennt und beide dann aerodynamisch instabilen Teilstücke durch die dadurch resultierende Taumelbewegung weiter abgebremst. In 5 km Höhe wurde ein Fallschirmsystem ausgeworfen, an dem die Nutzlast circa 800 km vom norwegischen Startplatz Andoya (Lofoten) entfernt auf der Wasseroberfläche nieder ging. Leider war auch hier eine Bergung nicht möglich.

SHEFEX III

SHEFEX III ist ein weiterer wichtiger Schritt innerhalb der programmatischen Strategie zur Hyperschall- und Wiedereintritts-Technologieentwicklung. Mit dem Projektstart in 2012 wird eine Flugmission in 2016 vorbereitet, bei der erstmals ein Rückkehrfahrzeug mit facettierter Form und hoher Gleitzahl bei Geschwindigkeiten über Ma 20 frei geflogen werden kann. Bei SHEFEX III wurde die Anzahl beteiligter Einrichtungen nochmals erhöht und EADS ASTRIUM als Industriepartner einbezogen. Das Institut BK ist für die strukturelle Auslegung, Herstellung und Integration des Flugkörpers inklusive TPS verantwortlich. Die Paneelbauweise wird von SHEFEX II übernommen und in Hinblick auf Masseeffizienz weiter optimiert. Schlüsselement ist dabei die aktiv gekühlte keramische Vorderkante, die direkt auf Basis der Ergebnisse des AKTIV-Experiments weiter entwickelt wird. Ein weiteres wissenschaftliches Ziel ist die Untersuchung des laminar/turbulenten Umschlags der Grenzschicht als Folge der Oberflächenbeschaffenheit. Gestartet wird SHEFEX III mit einer neuen brasilianischen Trägerrakete, an deren Entwicklung das DLR beteiligt ist und im Gegenzug den Start von SHEFEX III von brasilianischer Seite erhält. Diese Entwicklungsarbeit ist im DLR-Projekt "VLM für SHEFEX III" zusammengefasst. Im Institut betrifft dies Verkleidungsstrukturen mit integriertem TPS, die die Nutzlast vor den aerodynamischen und thermalen Lasten in der Aufstiegsphase schützen sollen, sowie keramische Düsenansätze, die bei Feststoffmotoren die Konturbeständigkeit erhöhen und Herstellkosten reduzieren sollen.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

REX FREE Flyer

Für eine mögliche Anwendung der facettierten Formgebung wurde eine wieder verwendbare Forschungsplattform REX (Returnable Experiment) als Leitkonzept definiert, anhand dessen die Möglichkeiten der neuen Formgebung und Anforderungen an weitere Entwicklungsarbeiten abgeleitet wurden. Ein solches System soll als frei fliegende Plattform mit hoher Mikro-g Qualität Experimente in Schwerelosigkeit über mehrere Tage hinweg erlauben. Die Möglichkeit einer gesteuerten Rückführung sowie eine Modulbauweise der Experimenteinschübe, die sich stark an jenen von Höhenforschungsraketen anlehnt, sollen Experimentatoren einen möglichst schnellen und kostengünstigen Zugang zu ihren Experimenten ermöglichen. REX wurde bis zum Abschluss einer Phase-A Studie untersucht. Eine Umsetzung im DLR ist nicht beabsichtigt, das Konzept wurde jedoch von der Industrie aufgegriffen.

2.3.2.4 Keramische Raumfahrtantriebe

Keramische Brennkammer

Neben hoher Leistung und Effizienz bei geringem Gewicht sind vor allem Zuverlässigkeit und erhöhte Lebensdauer durch thermische Zyklenfestigkeit primäre Anforderungen an Antriebe zukünftiger Raumtransportsysteme. Die heutigen metallischen Bauweisen regenerativ gekühlter kryogener Schubkammern sind hoch optimiert, thermisch bedingte Verformungen der Metalle limitieren aber inhärent die mögliche Lebensdauer. Das Institut BK entwickelt und untersucht ein neues, hybrides Bauweisenkonzept auf Basis gekühlter Faserverbundwerkstoffe mit keramischer und polymerer Matrix. Aufgrund der im Vergleich zu Kupfer relativ niedrigen typischen Wärmeleitfähigkeiten kommt hier als werkstoffgerechte Kühlmethode insbesondere die Transpirationskühlung in Frage. Bei diesem hybriden Schubkammerkonzept wird ein poröser und damit permeabler CMC-Innenliner mit einem Kühlfluid (z.B. LH_2) radial von außen nach innen durchströmt und die Kühlung erfolgt durch Konvektion im Liner und durch Ausbildung eines den Wärmeübergang auf der Heißseite reduzierenden Grenzschichtklfilms. Die strukturellen Lasten durch Innendruck und zum Beispiel Dsenlasten werden von einem umschließenden Tragmantel aus CFK aufgenommen. Mit einer patentierten Schichtbauweise aus Segmenten (Abbildung 87), die aus 2D-Plattenmaterial extrahiert werden (Abbildung 86), erhält man einen druckstabilen Aufbau mit erhöhter radialer Permeabilität, axialer Anpassbarkeit der Werkstoffe und eine kosteneffiziente Fertigung. Die thermisch-mechanische Entkopplung der Strukturkomponenten vermeidet thermisch bedingte Ermüdung bei zyklischen Lasten. Diese Bauweise erforderte auch die Entwicklung eines vollkommen neuen Krafterleitungs-konzeptes. Es wurde realisiert in Form eines axial vorgespannten Bolzeninterfaces (Dehnschrauben), die direkt in den CFK-Tragmantel eingeschraubt und dabei verklebt wurden.

Selbst unter zyklischen, thermo-mechanischen Belastungstests mit Flüssigstickstoff zeigte die Verbindung keinerlei Degradation. Dichtigkeitstests zeigten, dass eine zusätzliche Wasserstoffdiffusionssperre für den CFK-Tragmantel nicht erforderlich ist.

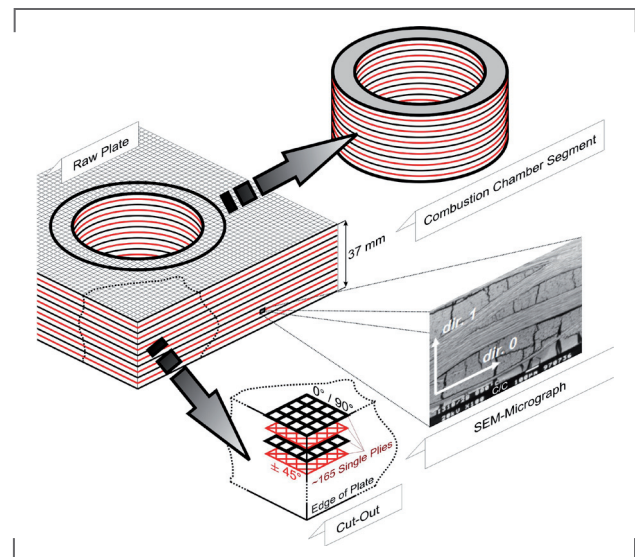


Abbildung 86: Herstellung der Ringsegmente aus 2D-Plattenmaterial

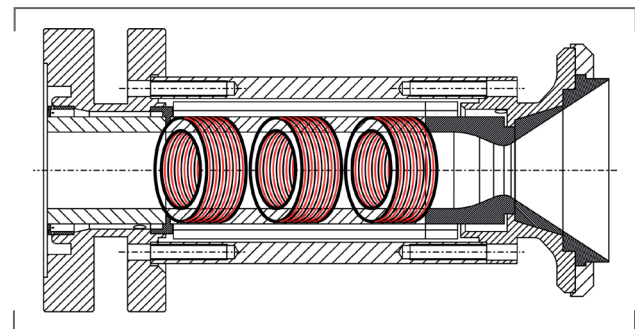


Abbildung 87: Axiale Schichtbauweise

Nach einer ersten Phase der Grundlagenentwicklungen folgte eine grundlegende Technologiedemonstration auf Basis transpirationsgekühlter C/C-Strukturen im Projekt „Keramische Schubkammer“ (KSK) innerhalb des Forschungsnetzwerkes Propulsion 2010 in Zusammenarbeit mit Astrium ST und DLR-RA. Dabei lieferten Heiversuche am Prüfstand P8 des DLR Lampoldshausen den grundsätzlichen strukturellen und funktionalen Technologienachweis unter kryogenen Betriebsbedingungen.

Anfang 2005 wurden am Prüfstand P8 Versuche mit einer 80 mm durchmessenden, effusionsgekühlten C/C Brennkammer durchgeführt (Abbildung 89), die ein 180 mm langes zylindrisches und ein 80 mm langes Lavaldüsensegment umfasste. Diese Brennkammer wurde mit bis zu 80 bar Heißgasdruck betrieben und mit einem LH₂-Kühlmassenanteil von ca. 4,2 % (bezogen auf den Gesamtmassenstrom) schadensfrei im kryogenen Betrieb mit LOX und LH₂ demonstriert.

Im Anschluss an die erfolgreiche P8-Demonstration Anfang 2005 zielten die Entwicklungen innerhalb des Projektes KSK auf ein integriertes Schubkammerdesign in Verbindung mit dem Advanced Porous Injector (API) des Instituts für Raumfahrtantriebe (RA) ab. Schließlich konnten 2008 am Prüfstand P8 erstmals Komponententests in Verbindung mit integrierten C/C-Segmenten durchgeführt werden. In dieser Kampagne schloss die C/C-Keramik in Form von fünf separaten Zylindersegmenten (Abbildung 88), die mit jeweils einzeln steuerbaren Kühlmassenströmen versorgt wurden, an den Einspritzkopf an. Bei den Versuchen kam es vermutlich aufgrund der wandnahen Sauerstoffinjektion im Nachlauf einzelner LOX-Posts zu Wandschädigungen. Es konnte gezeigt werden, dass durch Anpassung des Kühlmassendurchsatzes auf die heißgasseitigen Anforderungen reagiert werden kann. So konnten durch erhöhte Ausblasung im injektornahen C/C-Segment, bei gleichzeitiger Reduzierung der Kühlung von Folgesegmenten, die Schädigungsbildung reduziert werden.

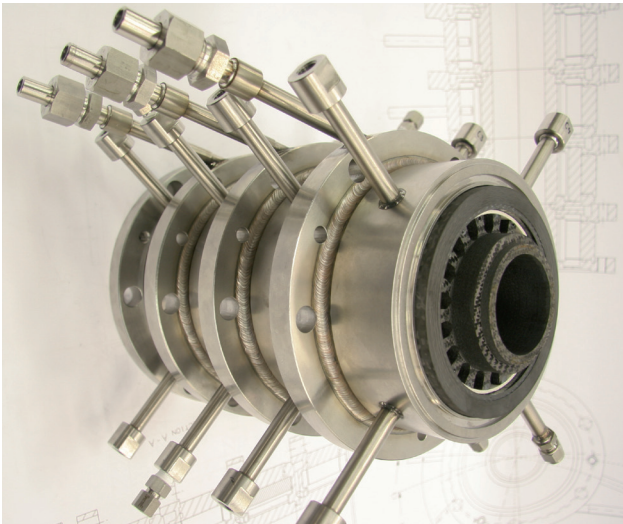


Abbildung 88: Segmentierte Brennkammer

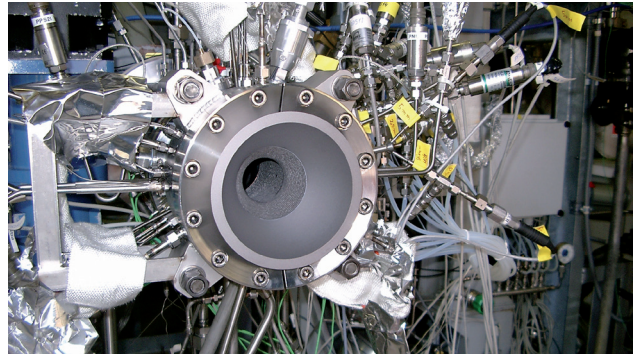


Abbildung 89: Keramische Schubkammer am P8-Prüfstand in Lampoldshausen

Im Rahmen der KSK-ST5-Kampagne wurde 2010 am P8 zum ersten Mal ein integriertes Faserverbundwerkstoff Brennkammerdesign erfolgreich demonstriert (Abbildung 90). Der Brennkammertragmantel war aus thermomechanisch dehnungsarmem kohlefaserverstärktem Kunststoff (CFK) ausgeführt, der über ein neu entwickeltes Bolzen-Interface an metallische Verbindungsflansche zur Düse und zum Injektor angebunden war. Auch ein passendes Dichtungsdesign zwischen CFK und Metall für den kryogenen Betrieb wurde in 13 thermischen Wechselzyklen erfolgreich nachgewiesen. Der CMC-Innenliner bestand injektorseitig aus einer Oxidkeramik der Firma WPS mit einer zu C/C vergleichbaren Permeabilität; stromab bis über den Düsenhals hinaus wurde C/C eingesetzt. In 55 bar Versuchen wurde der Innenliner vollkommen schadensfrei in Tests bis zu 120 Sekunden Einzeldauer nachgewiesen, wobei der Kühlmassenstrom mit 15 % bewusst hoch angesetzt war. Eine schrittweise Reduktion des Kühlmassenstroms ist für die folgenden Kampagnen geplant.

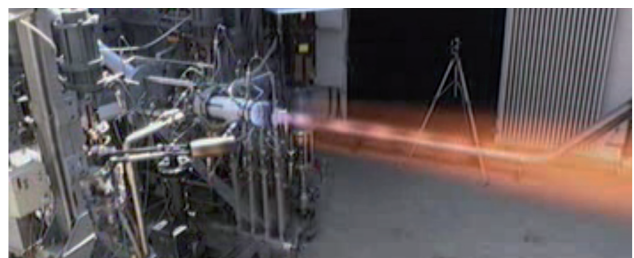


Abbildung 90: KSK ST5-Kampagne 2010 am P8

In Heißgasresistenzuntersuchungen am M3 Prüfstand in Lampoldshausen sowie in Passengertests am LFA-Prüfstand der TU München konnten zahlreiche Materialalternativen für oxidationsgefährdete Einsatzbereiche untersucht werden. Erst-

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

mals wurden hier auch im Rahmen des EU-Projektes ATLLAS transpirationsgekühlte, keramische Segmente (C/C, OXIPOL, WHIPOX) mit Kerosin als Kühlfluid getestet. Abbildung 91 zeigt die gemessenen Wandtemperaturen von effusionsgekühlten oxidischen Faserkeramiksegmenten im Brennkammertest an der TU München mit unterschiedlichen Testparametern. Die gemessenen Temperaturen zwischen 200 und 320 K und deren sehr gute Reproduzierbarkeit dokumentieren die Effizienz der Effusionskühlung.

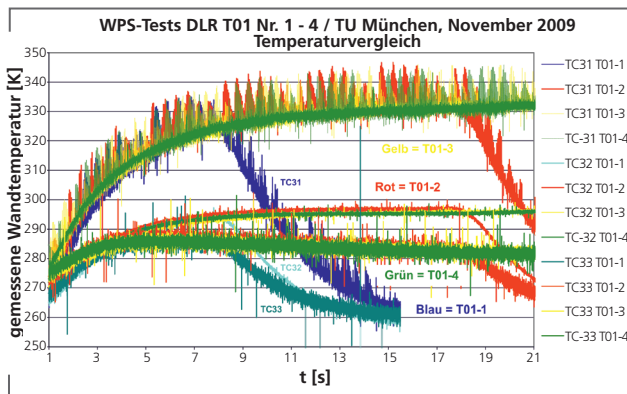


Abbildung 91: Gemessene Wandtemperatur von effusionsgekühlten oxidfaserkeramischen Ringsegmenten (WPS) im Brennkammertest (GOX-Kerosin und N_2 -Kühlung) (10 bar mit 5 s, 15 s, 30 s, 60 s und 20 bar mit 10 s)

Im Zeitraum November 2011 bis Anfang März 2012 fand die erste Testkampagne am P6.1-Prüfstand des DLR-Lampoldshausen statt. Als Test-Hardware wurde die integrierte Brennkammer ST5 mit 50 mm Innendurchmesser eingesetzt. Ergänzend wurden ein neuer Zünder sowie ein Einspritzkopf mit sechs symmetrisch angeordneten coaxialen Einzeleinspritzelementen eingesetzt. Der Injektor beinhaltet als Novum eine niederporöse keramische Faceplate (Kopfplatte) aus C/C-SiC. In dieser Kampagne konnte der Kühlmassenanteil erfolgreich ohne Schädigung des Innenliners auf circa 10 % Kühlmassenstrom reduziert werden.

Konusinjektor

Parallel zur dargestellten Brennkammerentwicklung wurden erste Funktionstests mit dem patentierten keramischen Konusinjektor durchgeführt. Spray-Untersuchungen mit den Ersatzmedien Wasser und Stickstoff (Abbildung 92) zeigten sehr aussichtsreiche Spraybilder. Ziel der Entwicklung ist es, eine hohe Verbrennungseffizienz und -stabilität auch bei tiefkalter Injektion zu erreichen, aber auch die heiße Treibstoffinjektion sowie Drosselbarkeit durch geometrievARIABLE Austrittsspalte ermöglichen. Das Funktionsprinzip ist in Abbildung 93 dargestellt; alternierend ineinander gestapelte poröse keramische Konuselemente und ringspaltbildende metallische Separato-

ren sorgen für den vergleichsweise langsamen Transport von Sauerstoff durch die poröse Keramik und für einen mit hoher Geschwindigkeit durch die Ringspalte austretenden Wasserstoff. Die internen Kanalstrukturen der keramischen Konuselemente bewirken an der Austrittsoberfläche durch gegenseitige Prallzerstäubung und gleichzeitige Scherströmung an der Oberfläche eine hocheffiziente Spraybildung und bilden einen geometrisch hyperboloiden Austrittsstrahl aus. Erste Heißtests sind für Oktober 2012 geplant.



Abbildung 92: Spraytests mit Konusinjektor

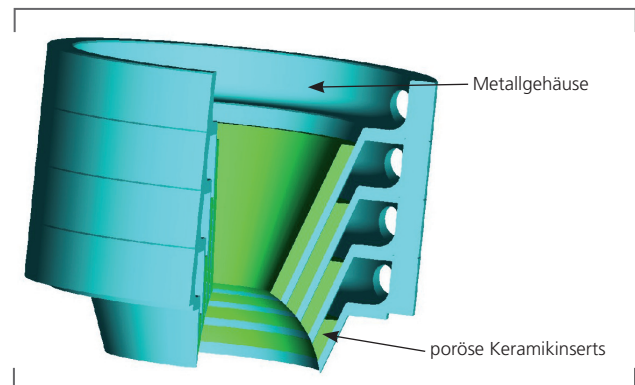


Abbildung 93: Schematischer Aufbau Konusinjektor

Faserkeramische Expansionsdüse

Zur Vervollständigung eines rein keramischen Raumfahrtantriebssystems werden faserkeramische Expansionsdüsen entwickelt. Für die Herstellung der rotationssymmetrischen Faserkeramikstrukturen wurde die Wickeltechnik der CFK-Technologie auf die CMC-Technologie übertragen (Abbildung 94). In laufenden Projekten werden derzeit Schubkammer- sowie Düsenenerweiterungsstrukturen entwickelt, gefertigt und charakterisiert. Basis der Forschungsarbeiten ist die numerische Simulation unterschiedlicher Faserarchitekturen und deren mechanische Wirksamkeit in der Expansionsdüse. Die Fasern und die einzelnen Lagen müssen dabei so orientiert werden, dass bei den nachfolgenden thermischen Prozessen (Ver-

netzung, Pyrolyse, Silizierung) delaminationsfreie Strukturen entstehen. Darauf aufbauend werden die Bauteile mittels Nasswickelverfahren oder dem RTM-Verfahren endkonturnah hergestellt und über das LSI-Verfahren zum Keramikbauteil konvertiert. Die Charakterisierung der gewickelten Strukturen umfasst vor allem die systematische Untersuchung von thermomechanischen Materialparametern sowie die mikrostrukturelle Analyse mittels Rasterelektronenmikroskopie und zerstörungsfreier Prüfmethoden.

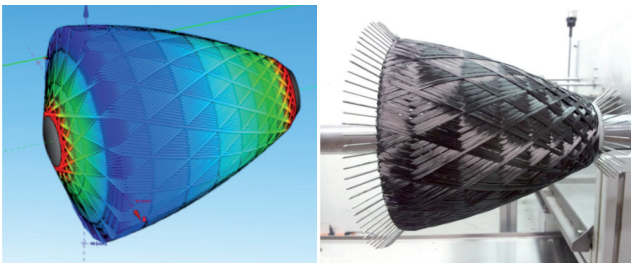


Abbildung 94: Simulation der Faserarchitektur (links) und Umsetzung auf der Wickelanlage (rechts)

Weiterführende Bauweisen

Neben den konkret bearbeiteten Entwicklungen wurde 2007 ein Patentantrag zur Umsetzung einer mehrschaligen keramischen Expansionsdüsenbauweise eingereicht, vorrangig fokussiert auf die Verbindung mit der keramischen DLR-Brennkammer. Die inhaltliche Ausgestaltung umfasst außer den Bauweisenaspekten auch eine potenzielle Kühlmöglichkeit der Düse mit Turbinenabgas beim Betrieb mit einem Gasgenerator. Anfang 2011 wurde ein weiterer Patentantrag eingereicht zur Umsetzung der Regenerativkühlung in Verbindung mit der vom DLR entwickelten Brennkammerbauweise. Diese spezielle Schichtbauweise verspricht hierbei unter Einsatz hochwärmeleitfähiger Fasertypen in einer dichten Faserkeramik die Umsetzbarkeit der Regenerativkühlung in werkstoffgerecht konzipierten keramischen Hochleistungsraketenantrieben. Auch jede Art von gemischten Kühlverfahren (transpirativ, regenerativ, Film) sind damit prinzipiell machbar.

Die Entwicklungsarbeiten werden seit Anfang 2012 in dem DLR-internen Vorhaben KERBEROS fortgeführt, das im Verbund mit anderen DLR-Instituten alle wichtigen Kernkompetenzen zusammenbringt. Ziel ist die Entwicklung, Herstellung und experimentelle Verifizierung von Materialien und werkstoffgerechten Konstruktionslösungen für eine keramische Schubkammer, sowie zugehöriger Komponenten wie Injektor und Expansionsdüse (Abbildung 95). Ziel ist die funktionale Technologiedemonstration und die Erhöhung des Technologiereifegrades als Voraussetzung für eine experimentelle Anwendungsdemonstration.

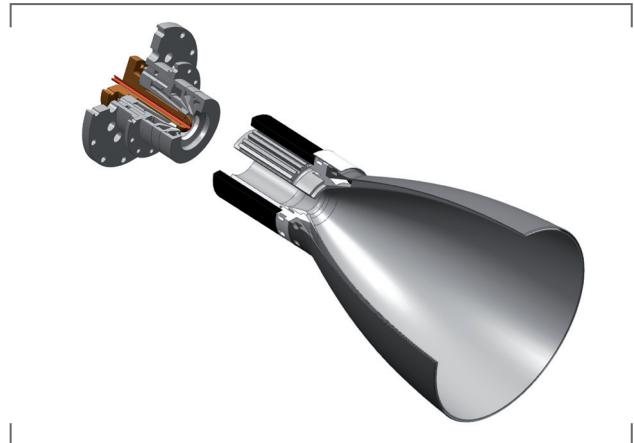


Abbildung 95: KERBEROS Technologiedemonstrator für keramische Triebwerkskomponenten

Ausdehnungsarme Satellitenstrukturen

Die Technologie der biogenen Keramik ermöglicht die Einstellung der physikalischen und mechanischen Eigenschaften in einem weiten Bereich. Für optische Satellitensysteme ist der thermische Ausdehnungskoeffizient von entscheidender Bedeutung, da Temperaturschwankungen in sonnennahen und -fernen Bahnbereichen zu thermischen Verzügen führen. Durch die Einstellung des SiC-Anteils im Gefüge einer biogenen Keramik kann der thermische Ausdehnungskoeffizient auf einen Wert von $4,5 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ reduziert werden. Mit dieser Keramikqualität konnten im Projekt BioKer erfolgreich schwindungsfreie ausdehnungsarme und komplex geformte Spiegelstrukturen mit einem Durchmesser von 290 mm als Demonstratoren hergestellt werden (Abbildung 96).

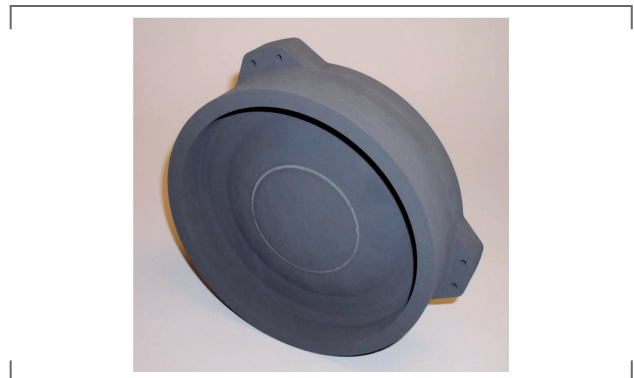


Abbildung 96: Spiegelstruktur (Ø 290 mm, d = 67 mm) aus biogenem SiC; C-Vorkörper nach der endkonturnahen, mechanischen Bearbeitung

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Laserkommunikationsterminal

Laserkommunikationsterminals (LCT) mit extrem hohen Datenraten sind die Zukunft für eine Datenübertragung über Satelliten. Eine wesentliche technologische Herausforderung der LCT-Systeme ist die geforderte Genauigkeit und Langzeitstabilität unter Weltraumbedingungen. Zur Vermeidung von Datenverlusten müssen hochsteife und ausdehnungsarme Teleskopstrukturen eine exakte Positionierung der Spiegel zueinander unter Temperaturschwankungen und unter Vibrationslasten sicherstellen. Diese Herausforderungen konnten mit einem speziell angepassten C/C-SiC Werkstoff erfüllt werden. Durch den Einsatz von hochmoduligen C-Fasern und durch eine spezielle Faserarchitektur konnten eine hohe spezifische Steifigkeit von 60 GPa bei einer Dichte von $1,9 \text{ g/cm}^3$ und ein extrem geringer Ausdehnungskoeffizient von $0 \pm 0,1 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ und damit die Kompatibilität mit Zerodurspiegeln erreicht werden. Das C/C-SiC-Material ist zudem unter Weltraumbedingungen ausgasungsfrei und langzeitstabil und bietet aufgrund seiner Schadenstoleranz Potenzial zur Fertigung dünner Leichtbaustrukturen. Aufbauend auf den Erfahrungen in der Entwicklung von Subscale-Teleskoprohren im DLR-Projekt LCT wurde in Zusammenarbeit mit Zeiss Optronik und Tesat Spacecom C/C-SiC-Teleskopstrukturen aus zwei dünnwandigen, In-situ gefügten Rohrelementen in Originalgröße entwickelt und hergestellt (LCTSX; $\varnothing 137,5 \text{ mm}$, Länge: 273 mm, Wandstärke: 3 mm). Zwei Teleskopstrukturen wurden von Zeiss Optronik und Tesat Spacecom in die LCT-Systeme der Satelliten TerraSAR-X und NFIRE integriert und befinden sich mit dem Start der Satelliten erfolgreich im Einsatz (Abbildung 97).



Abbildung 97: Teleskopereinheit mit einem C/C-SiC Teleskopzylinder aus In-situ gefügten Rohren für das „Laser Communication Terminal LCT“ auf TerraSAR-X

2.4 Bauweisen für die Energietechnik

Die Arbeiten zur Energietechnik begrenzen sich aufgrund der geringen verfügbaren Grundfinanzierung auf die Nutzung der Technologie der biogenen Keramik für Hochtemperatur-wärmeübertrager.

Für die Herstellung gasdichter Wärmeübertrager für Anwendungen in einem Temperaturbereich über 800 °C wurden in einem institutsübergreifenden Transferprojekt DLR-Kompetenzen auf den Gebieten Wärmetechnik, Wärmeüberträgerauslegung und Wärmeüberträger-Test am Institut für Technische Thermodynamik (TT) und auf dem Gebiet Verbundkeramik am Institut BK gebündelt. Zur Umsetzung der komplexen Plattenstrukturen und geschlossener Prozessgas- und Rauchgasgeometrien wurde das LSI-Verfahren weiterentwickelt und angepasst. Verarbeitet wurden eigens entwickelte Pressmassen, die holz- beziehungsweise kohlenstoffbasiert sind. Die Massen wurden nach dem Mischen in einer Warmpresse zu Platten gepresst, vernetzt und nachfolgend mittels einer CAD-CAM gesteuerten Mehr-Achs-Fräsmaschine in Trockenbearbeitung konturiert (Abbildung 98). Das in Zusammenarbeit mit TT entwickelte Wärmeüberträgermodul-Design wird über Fügeverfahren der einzelnen Plattenmodule realisiert. Die Fügung der Plattenmodule erfolgt – je nach Materialvariante – vor oder nach der Umwandlung zu Kohlenstoff (Pyrolyse). Durch die Einstellung der relevanten Prozessparameter kann die Geometrieänderung kalkuliert und designgerecht umgesetzt werden. Die anschließende Keramisierung (Silizierung) konvertiert die gefügte Struktur zu monolithischem SiSiC. Durch das In-situ-Fügeverfahren werden die einzelnen Plattenmodule gasdicht und verzugsfrei miteinander verbunden.

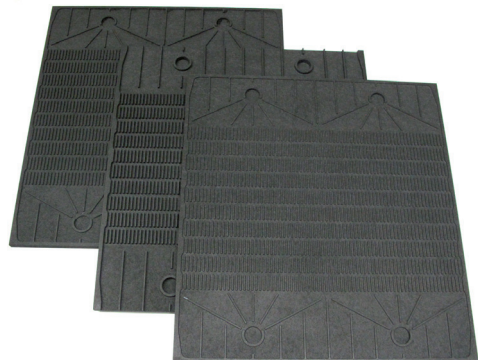


Abbildung 98: Plattensegmente mit filigranen Medienführungsstrukturen vor der Fügung zu Wärmeübertragermodulen

2.5 Technologietransfer

Der zeitnahe Transfer der Forschungsergebnisse in die industrielle Nutzung ist ein zentrales Element der Forschungsarbeiten des Instituts BK. Das Institut gestaltet den Technologietransfer aktiv mit den jeweiligen Industriepartnern und kooperiert in diesem Zusammenhang mit dem DLR-Technologiemarketing, das den Transfer in die Anwendung durch Marktanalysen, die Unterstützung bei der Patenterstellung und der Ausarbeitung von Lizenzverträgen und durch Transferprojekte unterstützt.

Durch den Transfer der Ergebnisse profitiert das Institut einerseits von den finanziellen Rückflüssen durch Lizenzgebühren. Andererseits führen die Erfahrungen durch den Transfer zu einer Stärkung der anwendungsorientierten wissenschaftlichen Kompetenzen und zur Aufnahme industrierelevanter Fragestellungen im jeweiligen Technologiebereich. Der Technologietransfer ist damit ein wichtiges Instrument zur Entwicklung des wissenschaftlichen Portfolios des Instituts.

Der Technologietransfer erfolgt im Wesentlichen entlang der beiden folgenden Hauptlinien:

- Validierte numerische Werkzeuge und Bauweisen- und Strukturkonzepte
- Hardware und die damit verknüpfte Verfahrenstechnik

Validierte numerische Werkzeuge und Bauweisen- und Strukturkonzepte werden der Industrie kontinuierlich im Rahmen von Kooperationsprojekten oder von Dienstleistungsaufträgen nutzbar gemacht. Dieser Teil des Technologietransfers unterliegt in den meisten Fällen vertraglich festgelegter Vertraulichkeit und ist daher nicht Gegenstand dieses Berichts.

Im Folgenden sind die wichtigsten Produkte aufgelistet, die auf Innovationen und Forschungsergebnissen des Instituts gründen und die im Berichtszeitraum erfolgreich transferiert wurden oder sich in der Transferphase befinden.

Faserkeramische Bremsscheibe für das Automobil



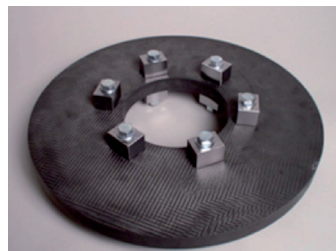
Technologie: C/C-SiC-Faserverbundkeramik, Gradientenwerkstoff
Vorteile: Sehr gute Friktionseigenschaften, Hochtemperatur und Korrosionsbeständigkeit,
Status: Serie in der Luxusklasse

Rotorfeststellbremse für das Triebwerk TP400 (Airbus A400M)



Technologie: C/C-SiC-Faserverbundkeramik mit quasiisotropen Gewebenaufbau
Vorteile: Sehr gute Friktionseigenschaften, Sofort-Stop-Funktion und hohe Drehmomentaufnahme
Status: Im Transfer

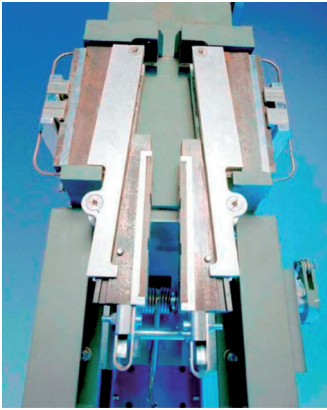
Faserkeramische Bremsscheibe für Papiermaschinen



Technologie: C/C-SiC-Faserkeramik mit gradiertem Aufbau
Vorteile: Innovative Keramik/Metallanbindung, hoher Energieeintrag
Status: Serie

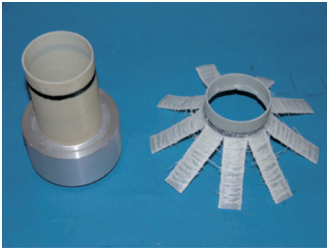
2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Bremsbeläge für Hochgeschwindigkeits-Notbremssystem



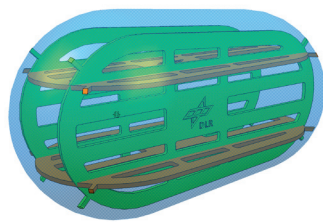
Technologie: C/C-SiC-Faserkeramik
Vorteile: Sehr gute Friktionseigenschaften und Hochtemperaturbeständigkeit
Status: Serie

Crashabsorber für eine Pkw-Lenksäule



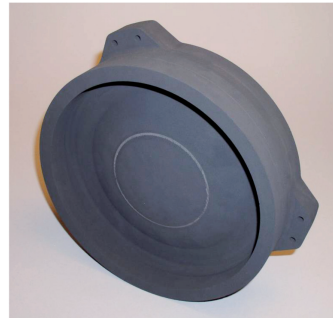
Technologie: Gewickeltetes GFK-Rohr mit entlang der Zylinderachse veränderlicher Wanddicke
Vorteile: Über die Stauchlänge veränderliche Querschnittsfläche bewirkt eine Variation der Stauchlasten.
Status: Serie

Kunstvogel für Vogelschlagtests



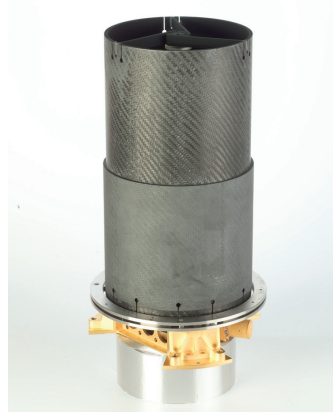
Technologie: Gelatine-kunstvogel mit integrierter technischer Skelettstruktur
Vorteile: Verzicht auf Realvogeltests und reproduzierbarere Beschussergebnisse
Status: Im Transfer

Faserkeramische Spiegelstruktur für Satelliten



Technologie: Biogene SiSiC-Keramik
Vorteile: Endkonturnahe Prozessierung, ausgasungsfrei, ausdehnungskompensiert
Status: Transferiert

Teleskopzylinder für Laserkommunikationsterminals



Technologie: In-situ-gefügtetes C/C-SiC-Rohr
Vorteile: Ausdehnungskompensiert, ausgasungsfreie Leichtbaustruktur
Status: Transferiert (TerraSAR-X)

Thermoplastische Führungen für Gehirnoperationen



Technologie: durch Heißpresstechnik konsolidierter faserverstärkter Thermoplast (CF-PEEK)
Vorteile: Steifigkeit, Transparenz im CT
Status: Transferiert

2.6 Zusammenfassung

Die Ergebnisse der Forschungsarbeiten dokumentieren, dass das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung (BK) konsequent den Weg der prozesskettenorientierten Forschung im Bereich der Bauweisen und Strukturtechnologie geht.

Sowohl durch den Auf- und Ausbau interner Kompetenzen als auch über Kooperationen mit internen und externen Partnern wurden die bauteil- und werkstoffspezifischen Prozessketten im Berichtszeitraum gezielt ergänzt. Dies erweitert die Fähigkeit des Instituts, neue Leichtbauweisen und Hochleistungsstrukturen zu entwickeln und deren Leistungsfähigkeit in realitätsnahen Prüfstandtests bis hin zum Flugversuch zu evaluieren.

Als Grundlage für neue Bauweisen nutzt das Institut verfügbare Werkstoffe aller geeigneten Materialklassen und entwickelt Werkstoffe und die zugehörigen Verfahren in Teilbereichen selbst. In diesem Zusammenhang ist die strategische Zusammenarbeit mit dem DLR-Institut für Werkstoff-Forschung unter einer gemeinsamen Führung von entscheidender Bedeutung. Im Berichtszeitraum wurden Verfahrenstechniken entwickelt, die zu neuen Materialien wie z.B. den biogenen Keramiken, den porösen, durchströmbaren C/C-Werkstoffen und den hybriden Thermoplast-Titan-Verbunden führten. Die erfolgreiche Weiterentwicklung der Schweiß- und Konsolidierungstechnik für Thermoplaste eröffnet neue Spielräume bei den hybriden thermoplastischen Bauweisen aus verstärkten und unverstärkten Werkstoffqualitäten, aber auch für hybride Thermoplast/Metall-Verbundstrukturen. Im Zuge der zunehmend werkstoffhybriden Bauweisen hat sich die Werkstoffpalette aus Faserverbundkunststoffen und Faserkeramiken in den letzten Jahren um den Einsatz von Titan- und Aluminiumlegierungen erweitert.

Grundlage für Überführung von Werkstoffen und Verfahren in validierbare Strukturen ist die Fähigkeit, Strukturen für Betriebslasten aber auch spezifische Lastfälle wie Crash und Impakt berechnen und auslegen zu können. Das Institut hat seine Fähigkeiten und Werkzeuge dazu in den letzten Jahren deutlich ausgebaut. Der Fokus der Arbeiten in Kooperation mit Forschungspartnern lag im Berichtszeitraum auf der Entwicklung gekoppelter Simulationswerkzeuge für die Berechnung von Strukturen für Raumfahrzeuge, Raumfahrt- und Luftstrahlantriebe, auf der Entwicklung von parametrisierten Auslegungstools für Primärstrukturen und auf dem Ausbau der numerischen Werkzeuge für die Crash- und HVI-Simulation. Mit dem Aufbau der automatisierten Produktionstechnologie für CFK-Strukturen fließen nun zudem verstärkt produktionstechnische Kriterien in die Auslegung von wirtschaftlich herstellbaren Hochleistungsstrukturen ein. Diese numerische Plattform und die damit

verknüpften experimentellen Validierungsmethoden bündelt das Institut in der Entwicklung von virtuellen Zertifizierungsrouten, die den prüftechnischen Anteil der Zulassung von Flughardware reduzieren lassen. Erste Zulassungen auf der Basis mit den virtuellen Methoden des Instituts zeichnen einen erfolgversprechenden Weg auf.

Um Fragestellungen der Qualitätssicherung für neue Strukturkonzepte beantworten zu können, hat das Institut sein Portfolio der zerstörungsfreien Prüfverfahren um die Computertomographie ergänzt. Mit der hochauflösenden digitalen 3D-Darstellung von Schädigungen und Fehlern der Struktur entwickelt das Institut zum einen Methoden zur Bewertung der Qualität neuer Strukturlösungen, zum anderen wird die CT-Analyse gezielt als Plattform für die Entwicklung und Absicherung der numerischen Werkzeuge ausgebaut. Die Forschungsergebnisse der letzten Jahre im Bereich der strukturellen Integrität und der Faserkeramik dokumentieren das enorme Potenzial dieses Ansatzes.

Die Prozesskette der Faserverbundkunststoffe hat das Institut im Zusammenspiel mit dem DLR-Institut für Faserverbundstrukturen und Adaptionik (FA) durch den Aufbau der Produktionstechnologie im Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP) mit den Standorten Stade und Augsburg komplettiert. Das eröffnet den Instituten BK und FA die Möglichkeit, die Wirtschaftlichkeit von FVK-Strukturen durch die Entwicklung von automatisierten Produktionsmethoden und den Rückfluss der produktionsspezifischen Anforderungen in das FVK-Design zu verbessern.

Die Innovationen im Bereich der Werkstoffe, der Verfahrenstechnik und der numerischen Werkzeuge mündeten im Berichtszeitraum in die Entwicklung und Validierung einer Vielzahl von neuen Bauweisen, die in den meisten Fällen in realitätsnahen mechanischen Tests, Prüfstandversuchen und im Flugexperiment unter Begleitung der Industrie validiert wurden. Herausragende Beispiele dafür sind das CFK-Druckschott in Membranbauweise, der vogelschlagresistente Slat in thermoplastischer Hybridbauweise, der einstufige Verdichter in Titan-Segmentbauweise, der effusionsgekühlte keramische Raumfahrtantrieb und das rückkehrfähige Raumfahrtexperimentalfahrzeug SHEFEX. Kennzeichnend für diese Entwicklungen ist der Einbezug aller nötigen Disziplinen über die Werkstoff- und Strukturtechnologie hinaus durch gezielte Kooperation mit internen und externen Partnern. Gerade die international anerkannte, einmalige Bauweise des Flugexperiments SHEFEX, auf der Basis einer Facettenstruktur in Verbindung mit an den Instituten BK und WF entwickelten Faserkeramiken, verdeutlicht die Innovationskraft der interdisziplinären Forschung entlang einer geschlossenen Prozesskette vom Werkstoff bis zur Flughardware.

2. Wissenschaftliche Kompetenzen

Die Erfolge der Forschungsarbeiten der letzten Jahre und die Akzeptanz der Industrie bestätigen den Weg der prozesskettenorientierten Forschung des Instituts im Bereich der Bauweisen und Strukturtechnologie. Im Rahmen einer stringenten Weiterentwicklung der heutigen Kompetenzen wird der Fokus der zukünftigen Forschungsarbeiten auf den Themen Thermoplaste, biogene und SiC-Faser-basierte Verbundkeramiken und auf den numerischen Auslegungs- und Zertifizierungstools liegen. Der Institutsstandort ZLP Augsburg bereitet aktuell zusammen mit dem Institut WF die mittelfristige Erweiterung der produktionstechnologischen Forschung auf hybride und metallische Primärstrukturen vor. Neben werkstoffhybriden Bauweisen für Luftfahrtstrukturen werden die Hochleistungsstrukturen für Gasturbinen, die Bauweisen für rückkehrfähige Raumfahrzeuge (SHEFEX) und der keramische Raumfahrtantrieb im Zentrum der zukünftigen Forschungsarbeiten des Instituts stehen. Das Kompetenzprofil des Instituts bietet zudem hohes Potenzial für die Nutzung in der Energietechnik und im bodengebundenen Verkehr über den heutigen Umfang hinaus.

Kooperationen

3.1 Nationale Kooperationen (einschließlich LuFo-Eigenanträgen und DFG)

Jahr	Kooperationsthema/Kooperationsprojekt	Kooperationspartner
Seit 1996	FFS: Leitkonzepte Fortschrittliche Flugzeugstrukturen	Cassidian, WIWeb, EADS IW
2003-2006	BIOKER: Biomorphe Keramik für steife Strukturen und Reibbeläge	SKT, FhG-IKTS, FAU, FCT, Carl Zeiss, Schindler Aufzüge, JRS
2003-2009	Faserkeramisches Teleskoprohr für Laserkommunikationsterminals, Wafercarrier	Zeiss
Seit 2004	Faserkeramische Werkstoffe	SGL
2004	Hochbelastbare faserkeramische Bremse für den Anlagenbau	Metso
2004-2009	Werkstoffuntersuchungen für die faserkeramische Bremsscheibe	Porsche AG
Seit 2005	SHEFEX: Sharpe Edge Flight Experiment; Elemente für das Thermal-schutzsystem	ASTRIUM GmbH, MT Aerospace
2006-2010	SiPEVe: SiBNC-Werkstoffe für Produktion-, Energie- und Verkehrstechnik	CVT, SGL, EADS, SKT, ISC, BASF, Uni Bremen, Uni Bayreuth
Seit 2006	Ballistischer Schutz	WIWeb,EMI
2007	Hochtemperaturtest eines keramischen Heißlagers	MT Aerospace
Seit 2007	Höchstbelasteter Fan für UCAV-Antriebe	MTU (WTD61)
2007-2014	NGT: Leichtbaustrukturen für den Next Generation Train	Bombardier
2007-2008	Faserkeramische Ofenauskleidung	ELKEM Norwegen
2007-2008	IXV: Intermediate Experimental Vehicle: „Design einer keramischen Nasenkappe“	EADS Astrium, ESA
2008-2011	OVABSOL: Optimierung volumetrischer Absorbermodule für Solar-kraftwerke zur Verbesserung von Wirkungsgrad, Zuverlässigkeit und Wirtschaftlichkeit des Gesamtsystems	Schunk Ingenieurkeramik, Saint-Gobain Industriekeramik, Fachhochschule Aachen, Solar-Institut Jülich
Seit 2009	MFZ: Entwicklung und Bau einer Multifunktionalen Roboterzelle	KUKA Systems GmbH
Seit 2009	HiPOC: High Performance Oxide Ceramics oxidische Faserkeramiken für Luftstrahlantriebskomponenten	RollsRoyce, Astrium, EADS-IW, Uni Bremen
2009-2010	BEAST-Studie: Analyse des Entwicklungspotenzials der CMC-Faserverbund-Keramik für ihre Anwendung in Raketentriebwerken	EADS Astrium ST
2009-2011	LURAS: Luft- und Raumfahrt Strukturen	ASTRIUM GmbH
2009-2011	LuFo-AZUR: Automatisierung der Produktion zukünftiger Rumpfkonzepete	Premium Aerotec GmbH
Seit 2010	Nationale Initiative „Faserkeramik in Gasturbinen und Raumfahrt-antrieben“	MTU, EADS, Siemens, MAN Turbo, MT Aerospace, SKT, SGL
Seit 2011	Propulsion 2020: DLR/Astrium-Kooperationsinitiative; Schwerpunkt: Keramische Werkstoffe in Raumfahrtantrieben	EADS Astrium ST
2011-2014	ComBo: Composite Booster: Produktionsintegrierte Qualitätssicherung und Tapelegen	MT Aerospace
2011-2014	Instrukt: Montage einer Hubschrauberbodenstruktur, Klebetechnik, Induktionsaushärten	Eurocopter Deutschland
2011-2014	FlexiCut: kombinierte CFK-Bearbeitungsmethoden (Laser, Fräsen) mittels Roboter	Eurocopter Deutschland, BMW, GKN Aerospace, KUKA Roboter
2011-2013	AZIMUT: Automatisierung Zukunftsweisender industrieller Methoden und Technologien für CFK-Rümpfe	Premium Aerotec GmbH, FhG, Schmalz

3. Kooperationen

2012-2013	RoCK: Robuste CFK Gesamtprozesskette	Premium Aerotec GmbH
2012-2013	SuSi: Automatisierungskonzept für die Herstellung großflächiger Bauteile des Schubumkehrers	Rolls-Royce-Deutschland, Premium Aerotec GmbH
2012-2015	Pulform: Inline QS-Flechtpultrusion, Bewegte Thermographie, Handhabung biegeschlaffer Preforms	Audi
Seit 2012	ELKE: Energieeffizienz und Leichtbau mit Faserkeramiken durch zuverlässige Kennwertermittlung für die konstruktive Auslegung	ISC Würzburg/Bayreuth, IWM Freiburg/Halle

Internationale Kooperationen (einschließlich EU-Projekte)

Jahr	Kooperationsthema/Kooperationsprojekt	Kooperationspartner
Seit 1999	Common Rotorcraft Research RF 4: The Robust Rotorcraft	ONERA
2000-2003	EU-HELISAFE: Helicopter Occupant Safety	Autoflug, Siemens Restraint Systems, Eurocopter, CIRA
2001-2004	EU-CRAHVI: Crashworthiness of Aircraft For High Velocity Impact	Airbus, EADS-CASA, ESI, ONERA, NLR u.a.
2002-2007	ASIDUEL: Aircraft Structural Integrity under Extreme Loads	ONERA
2004-2005	FOTON-M2: Flugerprobung eines keramischen Thermalschutzsystems	ESA, Kayser-Threde, TsSKB (Russland)
2004-2007	EU-HELISAFE-TA: Helicopter Occupant Safety: Technology Approach	Autoflug, Siemens Restraint Systems, Eurocopter, CIRA
Bis 2005	EU-CORONET: Thermoplastic Composites Infrastructure Cooperation Network	Bond Laminates, Gurit Suprem, Institut für Verbundwerkstoffe (IWW) u.a.
Bis 2005	EU-ITool: Integrated Tool for Simulation of Textile Composites	Dassault Aviation, EADS-IW, EADS-CCR, ESI-Group u.a.
2005-2009	EU-ALCAS: Advanced Low Cost Aircraft Structures	Airbus, Dassault Aviation, Universität Limerick u.a.
2005-2010	EU-NACRE: New Aircraft Concepts Research	ONERA, AIRBUS, CIRA, ALENIA, Universität Stuttgart, u.a.
Seit 2006	ESA-EXPERT: Keramisches Nasenkappensystem für Wiedereintrittskapsel	Thales Alenia, Dutch Space, Univ. Stuttgart, HTG, VKI u.a.
2006-2009	EU-ATLAS-I: Charakterisierung keramischer Werkstoffe, keramisches Flügelvorderkantenmodell, transpirationsgekühlte faserkeramische Brennkammer	ESTEC, TU München, Astrium, FOI, ONERA, MBDA u.a.
2006-2009	EU-CELPACT: Cellular Structures for Impact Performance	Airbus, EADS-IW, Universität Liverpool u.a.
2006-2009	EU-MoJo: Modular Joints for Aircraft Composite Structures	Dassault Aviation, ECD, EADS-IW u.a.
Bis 2007	EU-VITAL: Environmentally Friendly Aero Engine	Volvo Aeroengines, Rolls Royce, Snecma Moteurs u.a.
2007-2010	Design Capability for Crashworthy Helicopter Structures	CRC-ACS
2007-2008	HITCON: Wärmeleitmessungen an Hochtemperaturisolationmaterialien	KelTec, ESA
2008-2011	ABILITY: Aircraft Vulnerability	ONERA
2008-2011	Einsatz von Metallfasern im PIP-Verfahren	Bekaert (Belgien)

3. Kooperationen

2008-2013	EU-MAAXIMUS: More Affordable Aircraft Through Extended, Integrated and Mature Numerical Sizing	Airbus, EADS-IW, NLR, Dassault Systems, SONACA u.a.
Seit 2009	Polymerinfiltration und Pyrolyse mit alternativen Si-Precursoren	MS Production (Slovenien)
Seit 2010	Effect of Porous Structures on Fuel Reactive Processes	Univ. Orléans, ESTEC, MBDA
Seit 2010	Faserkeramische Propellerfeststellbremse	UMBRA
2010-2014	Systems for Crashworthiness	CRC-ACS, DSTO
2010-2014	Rapid Assembly: Thermoset Composite Welding	CRC-ACS, Airbus
2010-2012	EU-FAST20XX: Transpirationskühlung poröser Strukturen mit Wasser für hypersonischen Flug	ESTEC, VKI, CIRA
Seit 2011	SCRAMSPACE: Hypersonic Propulsion	University of Queensland
2011-2013	EU-ATLLAS-II: Development of SiC/SiCN-materials, porous injector technology	ESTEC, Astrium, FOI, ONERA, MBDA
2011-2014	EU-SMAES: Smart Aircraft in Emergency Situations	Cranfield University, Airbus Military, Alenia, Dassault Aviation
Seit 2012	EU-HYDRA: Interfaceentwicklung für ein hybrides Ablatorsystem	Tecnalia, Astrium ST, HPS
2012	HiFire: Hypersonic Propulsion	DSTO, NASA (LaRC), US-AirForce

3. Kooperationen

3.2 Kooperationen mit Universitäten und Hochschulen

Kooperationspartner	Kooperationsthema
Universität Stuttgart	<ul style="list-style-type: none"> - Helmholtz-Allianz DLR@UniST (Virtuelle Designs und Zulassungsrouten für Aerostrukturen, Rückkehrtechnologie für hochenergetische Bahnen) - Forschungscampus Stuttgart ARENA 2036 (Active Research Environment for the Next Generation of Automobiles): Die wandlungsfähige Produktion der Zukunft für funktionsintegrierten Leichtbau; weitere Partner: Daimler, Bosch, BASF, Bähr, Dynamore, DITF, FhG - SimTech (Numerische Simulationsmethoden): Virtual Characterization of Permeable Materials - HGF-Nachwuchsforschergruppe: scharfkantige Strukturen - EU- und ESA-Projekte: Sensorik für Hochtemperaturstrukturen, Plasmawindkanaltests mit Faserkeramiken und neuen Ablatormaterialien (HYDRA, EXPERT) - Spritzgießen biogener Keramik
Universität Stuttgart TU München RWTH Aachen TU Braunschweig	TRR-40: „Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme“
Universität Augsburg	<ul style="list-style-type: none"> - Faserbundkunststofftechnologie (Lehrstuhl und W3-Professur des Abteilungsleiters am Standort Augsburg) - Kooperation im Spitzencluster MAI-Carbon - Informatik/Mechatronik zur Entwicklung von Automatisierungsstrategien - Faserkeramische Werkstoffe; Charakterisierung von Faser-Matrix-Grenzflächen - Lehrstuhl für Experimentalphysik II, Charakterisierung von Grenzflächen zwischen Metall und Carbonfaser verstärkten Kunststoffen (AeroLight)
Fachhochschule Reutlingen	Faserverarbeitungstechniken, Compositeherstellung
TU Chemnitz	Beschichtung von keramischen Fasern und Herstellung nichtoxidischer Faserverbundwerkstoffe
Technische Universität München	Untersuchung der Konsolidierungsqualität von automatisch gelegten CF-Thermoplast Tapes (ComBo)
University of Nottingham	Kooperation im Rahmen der Fertigung von CF-Thermoplasten (EU-Coronet)
Imperial College, London	Entwicklung von UHTC-Faserverbundkeramiken
Delft University of Technology	Automatisiertes Thermoplastschweißen von Kurzfaser verstärkten Kunststoffen (EU-Coronet)
Ecole Polytechnique Federale de Lausanne	Cost modelling of fiber reinforced thermoplastic materials in automated production cells (EU-Coronet)
Institut Francais de Mécanique Avancée, Clermont-Ferrand, Frankreich	Vielfältige studentische Arbeiten im Bereich Crash und Hochgeschwindigkeitsaufprall
University of Queensland, Australien	Hypersonic Propulsion: Stabilisierungsfinnen (HiFire), keramische Injektor- und Brennkammerbauweisen (SCRAMSPACE)

3.3 Lehrtätigkeiten

Professor/Lehrbeauftragter	Universität, Hochschule	Vorlesungsthema
Prof. Voggenreiter; seit 2005	Uni Stuttgart	Werkstoffe und Verfahren für Antriebssysteme
Christof Kindervater; seit 1993	Uni Stuttgart	Technologie- und Dimensionierungsgrundlagen für Bauteile aus Faserkunststoffverbund (FKV)
Hendrik Weihs; seit 2004	Uni Stuttgart	Konstruieren mit Keramik
Christoph Kensche; 1999 bis 2005 heute tätig bei Momentive	Uni Stuttgart	Ermüdung von Faserverbundwerkstoffen in Leichtflugzeugen und Rotorblättern
Prof. Michael Kupke; im Aufbau	Uni Augsburg	Faserverbundkunststofftechnologie
Thomas Schmidt; seit 2011	Hochschule Augsburg	Zerstörungsfreie Prüfung für Faserverbundwerkstoffe

Großanlagen

Großanlagen	Anwendungsgebiet	Techn. Besonderheiten	Nutzerkreis (intern, extern)	Stand der Wettbewerbsfähigkeit
Zwick	Mechanische Charakterisierung von Materialien	jeweils 100, 200 und 500 kN Maschinen verfügbar; Wärme- und Kältekammern; Optische Dehnfeldmessung (GOM)	alle Abteilungen, jegliche Nachfrage extern nach Werkstoffdaten	hohe Einschätzung; regelmäßige Wartungs- und Kalibrierarbeiten durch Herstellerfirma
REM II	Untersuchung von leitenden und nichtleitenden Materialien	Beschleunigungsspannung ca. 0,1 bis 30 KV, dadurch Auflösung bis zu ca. 2 nm (Nanopartikelgrößen), Präparatkammer ca. Ø 350 mm.	Teil der internen Qualitätssicherung	Standardanlage für mikrostrukturelle Untersuchungen
JETCUT	weitgehende Vorkonfektionierung von dreidimensional komplexen Bauteilen für eine große Materialvielfalt	3D Schneiden mit 6000 bar Wasserdruck	alle Abteilungen, externe Auftragsarbeiten werden erwartet	Die zweite derzeit im Betrieb befindliche Anlage in DE mit dieser technischen Ausführung
Instron VHS 100/20	Hochdynamische Materialprüfung	Kolbengeschwindigkeit 20 m/s, Zug-/Druck: ± 100 kN	Crash/HVI Materialdaten zur Simulation; Luftfahrt, Automobil, Bahn	kann noch zielführend betrieben werden; Ersatzbeschaffung in max. 5 Jahren
OPUS 900	Herstellung von nichtoxidkeramischen CMC-Bauteilen	Temperaturen bis 1800 °C unter Schutzgas und Vakuum	CMC-Bauteile	Hauseigene Prozesstechnologie für die Pyrolyse und die Flüssigmetallinfiltration
CT	Beliebige Werkstoffe	Dreidimensionale zerstörungsfreie Untersuchung von Bauteilen	Luftfahrtindustrie: alle Abteilungen, Dienstleistung für Projektpartner	Hohes Einsatzspektrum durch unterschiedlich auflösende Röhren; hervorragend geeignet für CFK- und CMC-Bauteile

5.1 Publikationen

Im Berichtszeitraum 2005 bis 2012 wurden am Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung 169 Publikationen in referierten Journalen und in nicht-referierten Journalen und Konferenzbänden veröffentlicht. Zudem gab es 15 Beiträge in Büchern. Im Folgenden sind die wichtigsten Publikationen aus den wissenschaftlichen Forschungsthemen gelistet. Eine vollständige Liste aller Veröffentlichungen aus dem Institut ist auf Wunsch gesondert erhältlich.

Paper in Journal:

2012

M. Kuhn, B. Esser, A. Gülhan, M. Dalenbring, L. Cavagna, (2012), *Investigations on the thermal behaviour of CMC-based leading edges in hypersonic arc jet flows*, CEAS Space Journal, 3 (1-2), Seiten 61-76. Springer. DOI: 10.1007/s12567-012-0025-2. ISSN 1868-2510.

N. Gascoïn, G. Fau, Ph. Gillard, M. Kuhn, M. Bouchez, J. Steellant, (2012), *Comparison of Two Permeation Test Benches and of Two Determination Methods for Darcy's and Forchheimer's Permeabilities*, Journal of Porous Media, 15 (8), Seiten 705-720. Begell House, Inc.. DOI: 10.1615/JPorMedia.v15.i8.10. ISSN 1934-0508.

T. Langener, J. von Wolfersdorf, M. Selzer, H. Hald, (2012), *Experimental investigations of transpiration cooling applied to C/C material*, International Journal of Thermal Sciences (54), Seiten 70-81. DOI: 10.1016/j.ijthermalsci.2011.10.018.

A. Johnson, M. David, (2012), *Failure mechanisms and energy absorption in composite elements under axial crush*, Key Engineering Materials, 488 - 489, Seiten 638-641. Trans Tech Publications, Switzerland. DOI: doi:10.4028/www.scientific.net/KEM.488-489.638.

E. Klatt, A. Frass, M. Frieß, D. Koch, H. Voggenreiter, (2012), *Mechanical and microstructural characterisation of SiC- and SiBNC-fibre reinforced CMCs manufactured via PIP method before and after exposure to air*, Journal of the European Ceramic Society (32), Seiten 3861-3874. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2012.05.028.

S. Hofmann, B. Öztürk, D. Koch, H. Voggenreiter, (2012), *Experimental and numerical evaluation of bending and tensile behaviour of carbon-fibre reinforced SiC*, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing.

2011

H. Böhrk, M. Lau, G. Herdrich, H. Hald, H-P. Röser, *A Porous Flow Control Element for Pulsed Plasma Thrusters*, CEAS Space Journal. Springer, DOI: DOI: 10.1007/s12567-011-0019-5. ISSN ISSN: 1868-2510.

M. Kaden, M. Holzapfel, *Passive Safety Structures*, RTR Special NGT 2011, Seiten 26-29. DVV Media Group Eurailpress. ISBN 978-3-7771-0435-5. ISSN 1869-7801.

L. Aktay, C. Çakıroglu, M. Güden, *Quasi-Static Axial Crushing Behavior of Honeycomb-Filled Thin-Walled Aluminum Tubes*, The Open Materials Science Journal, 5, Seiten 184-193. <http://www.benthamscience.com/open/tomsj/articles/V005/184TOMSJ.pdf>.

F. Breede, S. Hofmann, E. Klatt, S. Denis, *Influence of Fiber Orientation on the Mechanical Properties and Microstructure of C/C-SiC Composite Plates Produced by Wet Filament Winding Technique*, Ceramic Transactions, Volume 225, Processing and Properties of Advanced Ceramics and Composites III (Volume 225), Wiley-VCH, ISBN 1-118-05998-0.

2010

G. Pearce, A. Johnson, R. Thomson, D. Kelly, *Experimental investigation of dynamically loaded bolted joints in carbon fibre composite structures*, Applied Composite Materials, 17 (3), Seiten 271-291. Springer. DOI: 10.1007/s10443-009-9120-8.

H. Böhrk, O. Piol, M. Kuhn, *Heat Balance of a Transpiration-Cooled Heat Shield*, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 24 (3), Seiten 581-588. Journal of Thermophysics and Heat Transfer. DOI: DOI: 10.2514/1.47172. ISSN 0887-8722.

2009

H. Böhrk, U. Beyermann, *Secure tightening of a CMC fastener for the heat shield of re-entry vehicles*, Composite Structures, 92, Seiten 107-112. Elsevier. DOI: 10.1016/j.compstruct.2009.07.002.

2008

L. Aktay, A. Johnson, B. Kröplin, *Numerical modelling of honeycomb core crush behaviour*, Engineering Fracture mechanics, 75, Seiten 2616-2630. Springer. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2007.03.008.

2007

S. Imbs, P. Middendorf, S. Kilchert, A. Johnson, M. Maier, *Experimental and Numerical Analysis of Composite Folded Sandwich Core Structures Under Compression*, Applied Composite Materials, 14 (5-6), Seiten 363-377, Springer Science+Business Media.

2006

A. Johnson, M. Holzapfel, *Influence of delamination on impact damage in composite structures*, Composites Science and Technology, 66, Seiten 807-815.

Th. Kermanides, G. Labeas, M. Sunaric, A. Johnson, M. Holzapfel, *Bird strike simulation on a novel composite leading edge design*, International Journal of Crashworthiness, 11 (3), Seiten 189-201.

5. Anhang

2005

S. Goswami, *FE investigation on progressive failure analysis of composite bolted joints under thermal environment*, J. of Reinforced Plastics and Composites, 24 (2), Seiten 161-171, sage Publications, DOI: 10.1177/0731684405042958.

A. Mack, R. Schäfer, *Fluid Structure Interaction on a Generic Body-Flap Model in Hypersonic Flow*, Journal of Spacecraft and Rockets, 42 (5), Seiten 769-779. ISSN 0022-4650.

O. Haidn, D. Greuel, A. Herbertz, M. Ortelt, H. Hald, *Application of Fiber Reinforced C/C Ceramic Structures in Liquid Rocket Engines*, In: Space Challenges in XXI Century; Rocket Motors and Problems of Space Exploration Torus Press, Moscow, Seiten 78-104. ISBN 5-94588-036-1.

B. Heidenreich, M. Gahr, E. Medvedovski, (2005), *Biomorphic reaction bonded silicon carbide ceramics for armour applications*, Ceramic Transactions, 178. The American Ceramic Society. ISBN 1-57498-248-6.

Buchbeitrag-Autor:

2010

S. Hofmann, S. Denis, H. Kraft, R. Jemmali, Th. Ullmann, H. Voggenreiter, *Numerical and Experimental real defect Analysis for C/C-SiC under Bending load*, In: High Temperature Ceramic Materials and Composites, Seiten 173-178. AVISO Verlagsgesellschaft mbH, Berlin. HT-CMC 7 2010, 20.-22.Nov. 2010, Bayreuth. ISBN 978-3-00-032049-1.

E. Klatt, S. Hackemann, M. Kuhn, M. Fries, H. Voggenreiter, *Creep Behavior of Oxide CMC Based on Polymer (OXIPOL)*, In: High Temperature Ceramic Materials and Composites, Seiten 106-112. AVISO Verlagsgesellschaft mbH, HT-CMC7, 20.-22. September 2010, Bayreuth, Deutschland. ISBN 978-3-00-032049-1.

E. Klatt, B. Heidenreich, J. Schmidt, H. Voggenreiter, *Fabrication and Properties of SiBNC/SiC Composites*, In: High Temperature Ceramic Materials and Composites, Seiten 106-112, AVISO Verlagsgesellschaft mbH, HT-CMC7, 20.-22. September 2010, Bayreuth, Deutschland. ISBN 978-3-00-032049-1.

Ch. Zuber, Th. Reimer, *Influence of Fiber Length on Mechanical Properties of Fabric Reinforced C/C-SiC*, In: High Temperature Ceramic Materials and Composites, Seiten 391-396, AVISO Verlagsgesellschaft mbH, Berlin, HT-CMC 7, 20-22. Sept. 2010, Bayreuth, Germany. ISBN 978-3-00-032049-1.

M. Frieß, M. Scheiffele, W. Zankl, F. Hofmann, *Development, Manufacture and Characterization of C/C-SiC Components based on Filament Winding*, In: Proceedings of HT-CMC 7, Seiten 92-98, AVISO Verlagsgesellschaft mbH, Berlin, HT-CMC 7, 20.-22. Sept. 2010, Bayreuth, Germany. ISBN 978-3-00-032049-1.

B. Heidenreich, M. Scheiffele, M. Tausendfreund, H-U. Wieland, *C/C-SiC telescope structure for the laser communication terminal in TerraSAR-X*, In: Tagungsband High Temperature Ceramic Materials and Composites, Seiten 505-512, AVISO Verlagsgesellschaft mbH, HTCMC 7, 20.-22.09.2010, Bayreuth, Deutschland. ISBN 978-3-00-032049-1.

2009

M. Frieß, Ch. Zuber, S. Hofmann, M. Crippa, B. Heidenreich, *CMC-Bauteile für Heißgasanwendungen: Von der Entwicklung des Prototypen bis hin zum Serienbauteil*, Wiley-VCH. ISBN 978-3-527-32615-0.

2008

A. Johnson, N. Toso-Pentecôte, *Determination of delamination damage in composites under impact loads*, In: Delamination behaviour of composites, Woodhead Publishing and Maney Publishing. ISBN 978-1-84569-244-5.

B. Heidenreich, *Melt-infiltration Processes*, In Ceramic Matrix Composites: Fiber Reinforced Ceramics and their Applications, Ed. Walter Krenkel, Wiley-VCH.

M. Kuhn, H. Hald, *Application of Transpiration Cooling for Hot Structures*, In: RESPACE - Key Technologies for Reusable Space Systems Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 98. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Seiten 82-103. ISBN 978-3-540-77818-9, ISSN 1612-2909.

2007

L. Aktay, A. Johnson, *FEM/SPH Coupling Techniques for High Velocity Impact Simulations*, In: Advances in Meshfree Techniques Computational Methods in Applied Science, 5. Springer. Seiten 147-167. ISBN 978-1-4020-6094-6 (Print) 978-1-4020-6095-3 (Online).

2006

R. Aoki, Ch. Kensche, K. Eberle, H. Wagner, Th. Keilig, K. Drechsler, *NDE Assessment of Long Fiber Reinforced GFRP and CFRP*, In: Damage and its Evolution in Fiber-Composite Materials Books on Demand GmbH Nordstedt. Seiten 223-249. ISBN 3-930683-90-3.

R. Aoki, Ch. Kensche, K. Eberle, H. Wagner, Th. Keilig, K. Drechsler, *NDE Assessment of Long Fiber Reinforced GFRP and CFRP*, In: Damage and its Evolution in Fiber-Composite Materials Books on Demand GmbH Nordstedt, Seiten 223-249. ISBN 3-930683-90-3.

F. Weyrauch, S. Nowotny, W. Dudenhausen, *Untersuchungen zur Qualitätssicherung und Drapierung an großen, doppelt gekrümmten Oberflächen*, In: DGLR Jahrbuch 2006 Band I&II (CD-Rom), Seiten 85-90. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Lilienthal-Oberth e.V.. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2006, 2006-11-06 - 2006-11-9, Braunschweig. ISSN 0070-4083.

2005

A. Johnson, (2005), *Modelling Impact Damage in Composite Structural Elements*, In: Chapter 14 in „Multiscale Modelling Of Composite Material Systems“, eds C. Soutis & P.W.R. Beaumont Woodhead Publishing Ltd. Seiten 401-429. ISBN-13: 978-1-85573-936-9.

Beitrag in Konferenzband:**2012**

D. Görke, A-L. Le Denmat, Th. Schmidt, F. Kocian, E. Nicke, *Aerodynamic and Mechanical Optimization of CF/PEEK Blades of a Counter Rotating Fan*, ASME Turbo Expo 2012, 1 1.-15. Juni 2012, Copenhagen, Denmark.

R. Keck, A. Buchheim, M. Horn, *Resistance welding of thermoplastics and joining of hybrid structures*, ICAS 2012, 23.-28. September 2012, Brisbane, Australien.

T. Gerngroß, *Automated Production of Large Preforms Based on Robot Robot Cooperation*, EUCOMAS 2012, 7.-8. Februar 2012, Hamburg.

M. Kupke, Th. Schmidt, *Development of an Automated Production Process with Integrated Quality Assurance*, SEMAT 12, 24.-25. Mai 2012, München.

M. Kupke, *Integrated Production Strategy for Aeronautic Composite Parts*, FACC Technical Colloquium 2012, 4.-5. Juli 2012, Salzburg.

2011

D. Schüler, N. Toso-Pentecôte, H. Voggenreiter, *Modeling of High Velocity Impact on Preloaded Composite Panels*, 3rd EUCOMAS Thematic Conference on the Mechanical Response of Composites, 21.-23. Sept. 2011, Hannover, Germany.

Ch. Kindervater, A. Johnson, M. David, R. Thomson, M. Joosten, *Validation of Crashworthiness Simulation and Design Methods by Testing of a Scaled Composite Helicopter Frame Section*, American Helicopter Society Forum 67, 3.-5. Mai 2011, Virginia Beach, USA.

G. Pearce, D. Kelly, A. Johnson, R. Thomson, *Influence of dynamic loading on fastened composite joints*, In: Composite Joints and Connections Woodhead Publishing. Seiten 257-292. ISBN ISBN 978-1-84569-990-1.

H. Böhrk, H. Elsäßer, H. Weihs, *The SHEFEXII Thermal Protection System*, 7th Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, 9-12 May 2011, Brügge, Belgien.

Th. Reimer, M. Kuhn, A. Gülhan, B. Esser, M. Sippel, A. van Foreest, *Transpiration Cooling Tests of Porous CMC in Hypersonic Flow*, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 11.-14. Apr 2011, San Francisco, USA.

S. Hönic, E. Klatt, M. Frieß, C. Martin, I. Naji, D. Koch, *Influence of Fibre Fabric Density and Matrix Fillers as well as Fibre Coating on the Properties of OXIPOL Materials*, 36th International Conference on Advanced Ceramics and Composites (ICACC), 23.-27. Jan. 2012, Daytona Beach, USA, Florida. (eingereichter Beitrag).

R. Keck, *Vacuum-based manufacturing techniques for high-performance thermoplastic structures*, 19th Conference on Materials and Technology, 22. - 23. Nov. 2011, Portoroz, Slowenien.

R. Keck, M. Kaden, *LASER unterstützte Reparatur von Cfk-Bauteilen*, 1. Cfk-Workshop des IFSW, 7. - 8. Sept. 2011, Freudenstadt.

R. Keck, *Resistance welding of thermoplastics & Joining of hybrid structures*, THEPLAC 2011, 23.-24. Juni 2011, Lecce, Italien.

R. Keck, M. Kaden, *Repair of endless fibre-reinforced thermoplastics using LASER-based techniques*, Shaker Verlag. 3rd International Workshop on Aircraft System Technologies - AST 2011, Hamburg. ISBN 978-3-8322-9904-0.

W. Dudenhausen, *Automatisierung und Qualitätssicherung in der Produktionstechnik im ZLP-Augsburg*, 1. Augsburger Produktionstechnik Kolloquium, 18. Mai 2011, Sigma-Park Augsburg.

W. Dudenhausen, Th. Schmidt, *Automation und Systemintegration*, Pullform Konstituierungstreffen, 2. August 2011, Neckarsulm.

2010

F. Breede, E. Klatt, M. Frieß, *Mechanical properties and microstructures of C/C SiC composite plates by wet filament winding technique*, HT-CMC 7 - 2010, 20.-22. Sept. 2010, Bayreuth, Deutschland, ISBN 978 3 00 032049 1.

S. Denis, M. Friess, E. Klatt, B. Heidenreich, *Manufacture and Characterisation of OXIPOL Based on Different Oxide Fibres*, In: High Temperature Ceramic Materials and Composites, Seiten 414-419 HTCMC 7, 20.-22. Sept. 2010, Bayreuth, Germany. ISBN 978-3-00-032049-1.

Ch. Zuber, Th. Reimer, K. Stubicar, B. Heidenreich, H. Hald, *Manufacturing of the CMC nose cap for the EXPERT spacecraft*, ICACC 2010, 24.-29. Jan. 2010, Daytona Beach, USA.

F. Kocian, *Alternative interdisziplinäre Auslegung und Gestaltung eines militärischen Triebwerksverdichters*, In: Tagungsband der Fachtagung des Rüstungsbereiches. Fachtagung des Rüstungsbereiches „Neue Technologien im militärischen Luftfahrtbereich“, 08.-10. Jun. 2010, Berlin, Deutschland.

E. Nicke, U. Siller, Ch. Voß, M. Aulich, F. Kocian, *Multidisziplinäre aerodynamisch-mechanische Auslegung und Optimierung von Verdichterbeschaukelungen*, Werkstoff-Kolloquium: Zwischen Leistung und Kosten- Neue Werkstoffentwicklungen für Flugtriebwerke, 01.12.2010, DLR Köln.

5. Anhang

W. Dudenhausen, F. Weyrauch, S. Nowotny, *Entwicklung eines automatisierten Fertigungsprozesses für Vakuuminfusionsverfahren an mehrfach gekrümmten Bauteilen*, Composite in der Luft- und Raumfahrt, 9. Juni 2010, Berlin.

W. Dudenhausen, *Automation of CFRP Production*, PAG Customer Day, 6. Dezember 2010, Augsburg, (nicht veröffentlicht).

2009

Th. Reimer, K. Stubicar, G. Koppenwallner, R. Müller-Eigner, S. Lein, A. Steinbeck, *Overview about the Instrumented Nose Assembly Development for the Expert Capsule*, 16th AIAA DLR DGLR International Spaceplanes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 19-22 Oct 2009, Bremen, Germany.

H. Hald, A. Herbertz, M. Ortelt, M. Kuhn, *Technological Aspects of Transpiration Cooled Composite Structures for Thrust Chamber Applications*, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 19.-22. Okt. 2009, Bremen.

M. Selzer, K. Keller, Th. Reimer, H. Ritter, *High Temperature Thermal Conductivity Measurement Apparatus*, In: 6th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures Proceedings, 6th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures, 1.-3. April 2009, Stuttgart, Deutschland.

J. Schmidt, M. Scheiffle, M. Crippa, P-F. Peterson, K. Shridharan, M-H. Anderson, T-R. Allen, (2009), *Design, Fabrication, and Testing of Silicon Infiltrated Ceramic Plate-Type Heat Exchanger*, Wiley. Int. Conf. on Adv. Cer. and Comp., 18.-23. Januar 2009, Daytona Beach, Florida. ISBN 987-0-470-57903-9.

F. Kocian, *AeroLight – Verdichtertechnologie für die Zukunft*, AIRcom-Meeting, 09.-10. Dez. 2009, Köln, Deutschland. (eingereichter Beitrag)

F. Kocian, *Strukturelles Leitgitter mit thermoplastischen Leitschaukeln für Triebwerke*, Bauweisen Kolloquium, 06. Mai 2009, Stuttgart, Deutschland.

F. Kocian, B. Drees, O. Lenk, *About the Feasibility of Thermoplastic Fan Structures*, VITAL-Workshop, 09.-10. März 2009, Budapest, Ungarn.

R. Keck, W. Machunze, W. Dudenhausen, P. Middendorf, *Design, analysis, and manufacturing of a carbon-fibre-reinforced polyetheretherketone slat*, Proceedings of Mechanical Engineering Vol. 223 Part G: J. Aerospace Engineering, 223 (JAERO515), Seite 1115. DOI: 10.1243/09544100JAERO515.

W. Dudenhausen, *Aspekte zur automatisierten Fertigung von Bauteilen aus Faerverbundwerkstoffen*, Innovations-Podium 2009, 18. Nov. 2009, Augsburg.

W. Dudenhausen, *Multicurved Surfaces, stacked with non-crimped fabrics as an example for possible automation in serial production*, Thermosets 2009, 30. Sept. - 02. Okt. 2009, Berlin. ISSN 1619-2486.

2008

S. Fischer, K. Drechsler, S. Kilchert, A. Johnson, *Mechanical tests for foldcore base material properties*, CompTest 2008, 2008-10-20 - 2008-10-22, Dayton, Ohio, USA.

A. Herbertz, Y. Oda, K. Komurasaki, (2008), *Concept Study of a Beamed Energy Propulsion Craft as Workhorse of a Future Space Transportation Architecture*, In: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (2008-4865)www, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2008-07-21, Hartford, CT (USA).

H. Weihs, J. Turner, J-M. Longo, (2008), *The Sharp Edge Flight Experiment SHEFEX II, a Mission Overview and Status*, AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008-04-28 - 2008-05-01, Dayton, OH (USA).

R.Keck, W. Dudenhausen, W. Machunze, P. Middendorf, *Design, Analysis and Manufacturing of a Thermoplastic Slat*, Airtec 2008, 2008-10-11 bis 2008-10-14, Frankfurt/ Main, (nicht veröffentlicht).

W. Machunze, R. Keck, P. Middendorf, Y. Roth, *Design, Analysis and Manufacturing of a Thermoplastic Slat*, EUCOMAS 2008, 2008-05-26 bis 2008-05-27, Berlin, (nicht veröffentlicht).

W. Dudenhausen, F. Kocian, R. Keck, *Thermoplastic Technologies – an Alternative for Aircraft Structures*, EUCOMAS 2008, 2008-05-26 bis 2008-05-27, Berlin, (nicht veröffentlicht).

Y.Toso, W. Dudenhausen, *Research for development of a new concept of high pressure vessel for CNG-vehicles*, In: 2008 SAMPE CD Paris. SAMPE 2008, 2008-03-31 - 2008-04-02, Paris.

2007

S. Ritt, A. Johnson, *Load Pulse Determination in Gas Gun Impact Tests*, Trans Tech Publications Ltd., 5th BSSM International Conference on Advances in Experimental Mechanics, 2007-09-04 - 2007-09-06, Manchester, UK.

H. Weihs, *Perspectives for RLV Related Technologies*, In: 7th International Symposium for Future Launchers, 7th International Symposium for future Launchers, 2007-04-02 - 2007-04-05, Barcelona, Spain.

S. Nowotny, F. Weyrauch, W. Dudenhausen, G. Spenninger, M. Klug, *Experimentelle und rechnerische Untersuchung des Drapierverhaltens von Multiaxialgelegen (MAG) auf doppelt gekrümmten Formen*, Landshuter Leichtbau-Colloquium, 3 (LLC 2007). LC-Verlag. ISBN 978-3-00-020020-5.

2006

A. Johnson, N. Toso-Pentecote, *Modelling Impact Damage in Sandwich Concept Structures*, In: Conference Proceedings. 16th European Conference of Fracture, 2006-07-03 - 2006-07-07, Alexandroupolis (Greece).

Th. Reimer, *The KERAMIK Thermal Protection System Experiment on the FOTON-M2 Mission*, In: 5th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures, Thermal Protection Systems and Hot Structures (5th Workshop), 2006-05-17 - 2006-05-19, Noordwijk, NL, ISBN 92-9092-942-1, ISSN 1609-042X.

B. Heidenreich, M. Gahr, E. Straßburger, E. Lutz, *Biomorphic SiSiC-materials for lightweight armour*, 30th International Conference on Advanced Ceramics & Composites, Cocoa Beach, FL - January 22-27, 2006, 2006-01-22 - 2006-01-27, Cocoa Beach, Florida, USA.

J. Ehrmantraut, F. Kocian, V. Plevnik, T. Schmidt, D. Schwinn, *Analysis and Optimization of a Hybrid Fan Blade*, PERMAS Users' Conference, 2006-04-27 - 2006-04-28, Strassbourg, Frankreich.

F. Weyrauch, S. Nowotny, W. Dudenhausen, G. Spenninger, M. Klug, *Simulation and Experimental Studies of the Draping Behaviour of NCF on a Double-Curved Mould*, In: Proceedings of the 27th International SAMPE Europe Conference 2006 Paris, Seiten 64-69. SEBO SAMPE Europe Business Office. 27th International SAMPE Europe Conference 2006, 2006-03-27 - 2006-03-29, Hotel MERCURE Paris Porte de Versailles Expo. ISBN 3-9522677-2-4.

M. Kuhn, H. Hald, A. Gülhan, B. Esser, H. Olivier, *Experimental Investigations of Transpiration Cooled CMC's in Supersonic Plasma Flows*, In: ESA Scientific Publications (SP-631), Seiten 1-8, 5th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures, 2006-05-17 - 2006-05-19, Noordwijk, The Netherlands, ISBN 9-29092-942-1, ISSN 1609-042X.

2005

A. Johnson, N. Pentecôte, *Modelling Impact Damage in Double-Walled Composite Structures*, VIII International Conference on Computational Plasticity Fundamentals and Applications, COMPLAS VIII, 2005-09-05 - 2005-09-08, Barcelona, Spanien.

O. Treusch, A. Hofenauer, F. Tröger, J. Schmidt, M. Gahr, G. Wegener, J. Fromm, *Gradierte Kohlenstoffwerkstoffe und SiSiC-Keramiken auf der Basis neuartiger Holzpreformen*, cfi/Ber, DKG, 82 (13). Göller Verlag, Baden-Baden, ISSN [01739913].

Doktorarbeiten:

N. Toso, *Beitrag zur Modellierung und Simulation von Luftfahrzeugen beim Wasseraufprall*, Dissertation, Universität Stuttgart, 2009.

L. Aktay, *Improved Simulation Techniques for Modelling Impact and Crash Behaviour of Composite Structures*, Dissertation, Universität Stuttgart, 2009.

S.R. Ghadiani, *A Multiphase Continuum Mechanical Model for Design Investigations of an Effusion-Cooled Rocket Thrust Chamber*, Dissertation, Universität Stuttgart, 2005. DLR-Forschungsbericht. DLR-FB 2005-18, 142 S.

Barth, Tarik *Aerothermodynamische Untersuchung facettierter Raumfahrzeuge unter Wiedereintrittsbedingungen*. Dissertation, 2010.

J. Schulte-Fischedick, *Die Entstehung des Rissmusters während der Pyrolyse von CFK zur Herstellung von C/C-Werkstoffen*. Dissertation, Universität Stuttgart, 2006. Volltext nicht online.

Th. Keilig, *Ermittlung des Umformverhaltens von Gewebeprepress in Abhängigkeit von Verstärkungstyp und Matrixsystem mit Hilfe eines geeigneten rheologischen Materialmodells*, Dissertation, DLR-Forschungsbericht, DLR-FB 2005-24, 170 S., 2005. Volltext nicht online.

5.2 Patente

Das Institut verfügt derzeit über 554 Patentanmeldungen. Davon wurden 187 erteilt, 254 Patente wurden aufgegeben, die restlichen befinden sich im Anmelde-/Prüfverfahren. Bei den erteilten Patenten gibt es 7 laufende Lizenzvereinbarungen. Die nachfolgende Liste gibt eine Übersicht über die im Zeitraum 2005 – 2012 angemeldeten und auch erteilten Patente.

R. Keck, *Verbundstruktur und Verfahren zur Herstellung einer Verbundstruktur*, 102005034621.9-09, erteilt DE 01.11.2007.

V. Plevnik, F. Kocian, *Rotor, Verfahren zur Herstellung eines Rotors und Verfahren zur Reparatur eines Rotors*, Europäische Patentanmeldung (EP) Nr. 06115948.9-1267, erteilt 22.02.2007.

J. Schmidt, B. Heidenreich, S. Seiz, *Bearbeitungsverfahren für einen offenporösen kohlenstoffhaltigen Körper und kohlenstoffhaltigen Körper*, 102005045307.4-45, erteilt DE 19.11.2007

R. Keck, *Verbundstruktur und Verfahren zur Herstellung einer Verbundstruktur*, EP Nr. 071147773.0, erteilt DE, GB, FR 22.08.2007

J. Schmidt, *Verfahren zur Herstellung von Carbidkeramik-Bauteilen Vorkörperverbund zur Herstellung von Carbidkeramik-Bauteilen und Carbidkeramik-Bauteilverbund*, 07110989.6, erteilt DE, IT CH 13.05.2009

J. Schmidt, C. Zuber, *Pressvorrichtung und Verfahren zur Herstellung eines Vorkörpers für ein keramisches Bauteil*, 102007040502, erteilt DE 06.06.2012.

M. Frieß, M. Nedele, *Rheometer und Verfahren zur rheologischen Messung an einem Probenkörper*, A749/2009, erteilt Österreich 15.05.2011.

5. Anhang

M. Frieß, M. Keck, *Bauteil zum Einsatz in Heißgasströmungen*, 102009013150.7, erteilt DE 05.05.2011.

R. Keck, *Mehrlagiges faserverstärktes Thermoplast-Flachmaterial sowie Verfahren zu seiner Herstellung*, 2 085 212, erteilt DE, FR 18.04.2012.

F. Kocian, R. Keck, *Multiaxialgelege*, DE102008063545B4, 01.03102010044001.2012.

S. Ritt, *Projektil*, DE 102008038258.2, erteilt DE 21.01.2010.

Ch. Kindervater, R. Keck, N. Seeger, *Schalungselement*, DE102009014973.2-16, DE erteilt 27.10.2011.

J. Schmidt, M. Frieß, *Absorbervorrichtung*, DE 102009028470.2, PCT/EP2010/060898, erteilt DE 28.07.2011.

S. Ritt, *Positionier Vorrichtung für ein Projektil*, 102010044001, erteilt DE 09.02.2012.

H. Hald, O. Haidn, M. Lezuo, P. Winkelmann, *Brennkammer und Verfahren zur Herstellung einer Brennkammer*, 59813219.8-08, erteilt DE, F am 23.11.2005.

M. Ortel, H. Hald, *Mischer umfassend einen Mischkopf zur Zuführung von Medien zu dem Mischraum des Mixers*, 502005002373, erteilt DE, Österreich, F, IT am 2.1.2008.

5.3 Institutsseminare

Bauweisen-Kolloquium Stuttgart

26. Juni 2012

Hochleistungsstrukturen für das Flugzeug der Zukunft

26. Oktober 2010

Faserkeramik in Raumfahrtantrieben und Gasturbinen

6. Mai 2009

Automatisierbare Fertigungstechnik für Composite-Bauweisen – Anwendungen, Neuentwicklungen und Zukunftsperspektiven

5. März 2008

Fortschrittliche NDT-Methoden – neue Einsichten in Werkstoffe und Bauteile

Faserkeramik-Kolloquium Stuttgart

4. November 2008

Faserverbundkeramik – Anwendungen, Neuentwicklungen und Zukunftsperspektiven

Produktionstechnik-Kolloquium Augsburg

18. Mai 2011

Automation in der Produktion von Composite-Strukturen im Flugzeugbau

Teilnahme am Werkstoff-Kolloquium WF

6.12.2011

Schädigungsmechanismen, Lebensdauer und Lebensdauer-Verlängerung in Triebwerken. Beteiligung von Heinz Voggenreiter als gemeinsamer IL.

7. Dezember 2010

Hybride Werkstoffsysteme und Lamine – „The best of both worlds“

1. Dezember 2009

Zwischen Leistung und Kosten: Neue Werkstoffentwicklungen für Flugtriebwerke

2. Dezember 2008

Metallische Werkstoffe für den Flugzeugrumpf: Der Silberstreifen am Horizont

4. Dezember 2007

Leichter – Effizienter – Wirtschaftlicher: Neue Höchstleistungswerkstoffe für die Gasturbine der Zukunft

5. Dezember 2006

Luftfahrzeugstrukturen der Zukunft – Wettbewerb der Werkstoffe

Teilnahme am Faserkeramik-Kolloquium WF

3. November 2009

Oxidkeramische Verbundwerkstoffe – Anwendungen und Neuentwicklungen

IMPRESSUM

- Vorstandsvorsitzender** Prof. Dr.-Ing. Johann-Dietrich Wörner
- Anschrift** Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)
Linder Höhe, 51147 Köln
- Herausgeber** **Prof. Dr.-Ing. Heinz Voggenreiter**
Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)
in der Helmholtz-Gemeinschaft
- Anschrift** Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart
Telefon 0711 6862 443
E-Mail heinz.voggenreiter@dlr.de
- Redaktion und Autoren** Prof. Dr.-Ing. Heinz Voggenreiter
Christof Kindervater
Rüdiger Schwarz
- weitere Autoren** Dr. Wolfgang Dudenhausen
Dr. Hermann Hald
Dr. Dietmar Koch
Prof. Dr. Michael Kupke
Dr. Nathalie Toso
- Gestaltung/Druck** Hacker Media
Amselweg 10, 71384 Weinstadt
- Drucklegung** Stuttgart, im Oktober 2012
- Abdruck (auch von Teilen) oder sonstige Verwendung
nur nach vorheriger Absprache mit den DLR gestattet.
- www.DLR.de

Das DLR im Überblick

Das DLR ist das nationale Forschungszentrum der Bundesrepublik Deutschland für Luft- und Raumfahrt. Seine umfangreichen Forschungs- und Entwicklungsarbeiten in Luftfahrt, Raumfahrt, Energie, Verkehr und Sicherheit sind in nationale und internationale Kooperationen eingebunden. Über die eigene Forschung hinaus ist das DLR als Raumfahrt-Agentur im Auftrag der Bundesregierung für die Planung und Umsetzung der deutschen Raumfahrtaktivitäten zuständig. Zudem fungiert das DLR als Dachorganisation für den national größten Projektträger.

In den 16 Standorten Köln (Sitz des Vorstands), Augsburg, Berlin, Bonn, Braunschweig, Bremen, Göttingen, Hamburg, Jülich, Lampoldshausen, Neustrelitz, Oberpfaffenhofen, Stade, Stuttgart, Trauen und Weilheim beschäftigt das DLR circa 7.000 Mitarbeiterinnen und Mitarbeiter. Das DLR unterhält Büros in Brüssel, Paris und Washington D.C.

Die Mission des DLR umfasst die Erforschung von Erde und Sonnensystem, Forschung für den Erhalt der Umwelt und umweltverträgliche Technologien, zur Steigerung der Mobilität sowie für Kommunikation und Sicherheit. Das Forschungsportfolio des DLR reicht von der Grundlagenforschung bis zur Entwicklung von Produkten für morgen. So trägt das im DLR gewonnene wissenschaftliche und technische Know-how zur Stärkung des Industrie- und Technologiestandorts Deutschland bei. Das DLR betreibt Großforschungsanlagen für eigene Projekte sowie als Dienstleistung für Kunden und Partner. Darüber hinaus fördert das DLR den wissenschaftlichen Nachwuchs, betreibt kompetente Politikberatung und ist eine treibende Kraft in den Regionen seiner Standorte.



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.**
in der Helmholtz-Gemeinschaft

**Institut für Bauweisen- und
Konstruktionsforschung**
Pfaffenwaldring 38-40
70569 Stuttgart

www.DLR.de/bk



Statusbericht 2012 Teil I

Forschung und Technologie

Institut für Bauweisen- und
Konstruktionsforschung



IMPRESSUM

- Vorstandsvorsitzender** Prof. Dr.-Ing. Johann-Dietrich Wörner
- Anschrift** Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)
Linder Höhe, 51147 Köln
- Herausgeber** **Prof. Dr.-Ing. Heinz Voggenreiter**
Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)
in der Helmholtz-Gemeinschaft
- Anschrift** Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart
Telefon 0711 6862 443
E-Mail heinz.voggenreiter@dlr.de
- Redaktion und Autoren** Prof. Dr.-Ing. Heinz Voggenreiter
Christof Kindervater
Rüdiger Schwarz
- weitere Autoren** Dr. Wolfgang Dudenhausen
Dr. Hermann Hald
Dr. Dietmar Koch
Prof. Dr. Michael Kupke
Dr. Nathalie Toso
- Gestaltung/Druck** Hacker Media
Amselweg 10, 71384 Weinstadt
- Drucklegung** Stuttgart, im Oktober 2012
- Abdruck (auch von Teilen) oder sonstige Verwendung
nur nach vorheriger Absprache mit den DLR gestattet.
- www.DLR.de

Das DLR im Überblick

Das DLR ist das nationale Forschungszentrum der Bundesrepublik Deutschland für Luft- und Raumfahrt. Seine umfangreichen Forschungs- und Entwicklungsarbeiten in Luftfahrt, Raumfahrt, Energie, Verkehr und Sicherheit sind in nationale und internationale Kooperationen eingebunden. Über die eigene Forschung hinaus ist das DLR als Raumfahrt-Agentur im Auftrag der Bundesregierung für die Planung und Umsetzung der deutschen Raumfahrtaktivitäten zuständig. Zudem fungiert das DLR als Dachorganisation für den national größten Projektträger.

In den 16 Standorten Köln (Sitz des Vorstands), Augsburg, Berlin, Bonn, Braunschweig, Bremen, Göttingen, Hamburg, Jülich, Lampoldshausen, Neustrelitz, Oberpfaffenhofen, Stade, Stuttgart, Trauen und Weilheim beschäftigt das DLR circa 7.000 Mitarbeiterinnen und Mitarbeiter. Das DLR unterhält Büros in Brüssel, Paris und Washington D.C.

Die Mission des DLR umfasst die Erforschung von Erde und Sonnensystem, Forschung für den Erhalt der Umwelt und umweltverträgliche Technologien, zur Steigerung der Mobilität sowie für Kommunikation und Sicherheit. Das Forschungsportfolio des DLR reicht von der Grundlagenforschung bis zur Entwicklung von Produkten für morgen. So trägt das im DLR gewonnene wissenschaftliche und technische Know-how zur Stärkung des Industrie- und Technologiestandorts Deutschland bei. Das DLR betreibt Großforschungsanlagen für eigene Projekte sowie als Dienstleistung für Kunden und Partner. Darüber hinaus fördert das DLR den wissenschaftlichen Nachwuchs, betreibt kompetente Politikberatung und ist eine treibende Kraft in den Regionen seiner Standorte.



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.**
in der Helmholtz-Gemeinschaft

**Institut für Bauweisen- und
Konstruktionsforschung**
Pfaffenwaldring 38-40
70569 Stuttgart

www.DLR.de/bk